

高速飛行体発射装置の特性に関する理論的ならびに 実験的研究

著者	松村 知治
学位授与機関	Tohoku University
URL	http://hdl.handle.net/10097/55016

博士學位論文

論文題目 高速飛行体発射装置の
特性に関する理論的ならびに
実験的研究

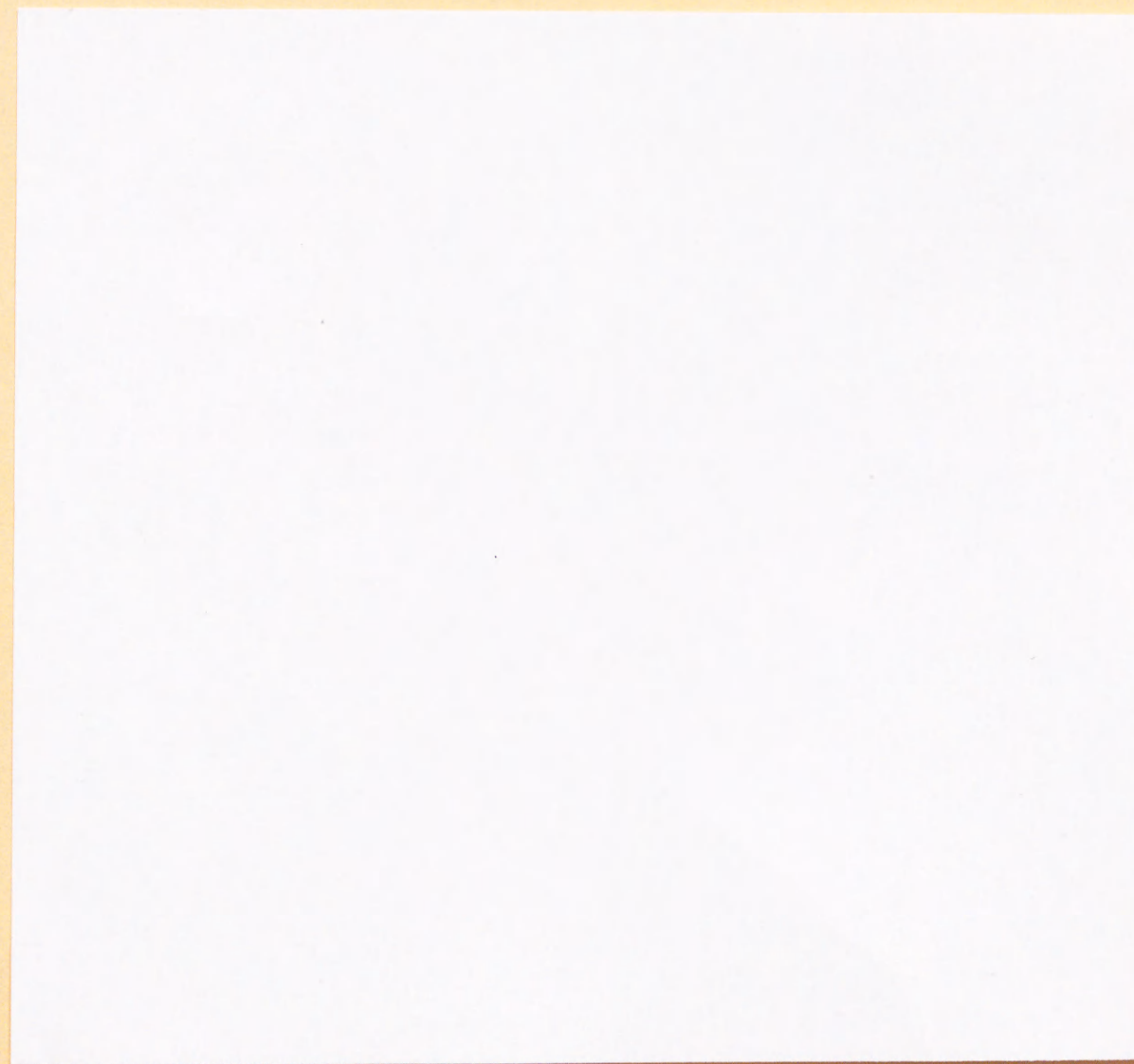
提出者 東北大学大学院工学研究科
機械工学 専攻

学籍番号 2 d 5

氏名 松村 知治



指 導 教 官	高 山 和 喜 教 授
審 査 委 員 (○印は主査)	○ 高 山 教 授 1 小 林 教 授 2 島 教 授 3 神 山 教 授 4 佐 泉 助 教 授



①

高速飛行体発射装置の特性に関する 理論的ならびに実験的研究

東北大学大学院工学研究科
機 械 工 学 専 攻
松 村 知 治

目 次

	頁
第1章 緒 論	1
文献	4
第2章 高速飛行体発射装置の特性解析	8
1. 緒 言	8
2. 特性解析用数値計算手法	8
2. 1 TVD差分法による数値解析	8
2. 2 RCMとの比較	12
3. 最適作動条件の決定	14
3. 1 パラメータの選定	15
3. 2 最適作動条件の決定手順	16
4. 特性解析手法による装置の基礎設計	18
5. 高圧カップリング部の影響	19
6. 結 言	20
文献	22
第3章 高速飛行体発射装置の実験・計測技術	46
1. 緒 言	46
2. レーザー速度干渉計	46
2. 1 速度干渉計の原理	46
2. 2 VISAR	48
3. 実験装置および方法	50
3. 1 一段式火薬銃	50
3. 2 VISAR計測	51
3. 3 ホログラフィー干渉計法	51
3. 3. 1 三次元ホログラフィー干渉計法	51
3. 3. 2 二次元ホログラフィー干渉計法	52
4. 結果と考察	52
4. 1 VISARによる管内飛行体速度履歴の計測	52
4. 2 超音速飛行体の可視化実験	54

4. 3	数値計算結果との比較	5 6
4. 4	極超音速飛行体の可視化実験	5 8
5.	結 言	5 9
	文献	6 0
第4章	応用を目指した基礎研究	8 8
1.	緒 言	8 8
2.	装置諸元および数値計算法	8 9
3.	作動特性	9 0
4.	デブリとバンパーの衝突現象の可視化	9 1
5.	装置の大口径化を目指した基礎研究	9 1
6.	結 言	9 3
	文献	9 4
第5章	結 論	1 0 5
付録1	RCMによる特性解析手法	1 0 7
付録2	摩擦力および各種損失の評価法	1 1 0
謝 辞		1 1 4

第1章 緒 論

物体をより高い速度まで加速し、あるいは物体を高速で飛行させる実験装置に、二段式軽ガス銃や一段式火薬銃に代表される、高速飛行体発射装置がある[1-13].

高速で飛行する物体のまわりに生ずる高速流れは、理学・工学の分野の重要な研究課題として理解され、1950年代後半からアメリカ・ソビエト両超大国で始まった宇宙開拓競争ともあいまって、高速気体力学の基礎研究として、ロケットや宇宙船の形状決定などを目指した様々な研究が世界中の研究機関で行われた。アポロ計画に代表される有人宇宙飛行計画では、宇宙空間から宇宙船が地球大気圏へ秒速10 km以上の速度で再突入する際に生ずる10,000 Kを超す熱からいかにして宇宙船と内部の人間を守るかが重要な課題であった。この地球大気圏再突入時の宇宙船周りの流れ場を実験室で模擬し、実際の宇宙船の熱防護などへ応用するための実験装置が要求され、様々な実験装置や実験方法が提案され試された[1-18]。中でも二段式軽ガス銃は、現在でも航空・宇宙工学の研究目的に使用され、火薬のエネルギーを巧妙に飛行体の運動に変換し、秒速数kmまで飛行体を加速する装置である。また、二段式軽ガス銃は固体材料に超音速で物体を衝突させ、その材料内部に超高压状態を発生させてこれを利用する材料科学への応用を目指した実験装置として知られている[16-19, 24, 26].

1970年代になると、アメリカ・ソビエトにおける宇宙計画は一応の目的を果たし、それにともない極超音速気体力学に対する世間の要求も低下した。また、既存の二段式軽ガス銃の多くは運転中止となり、より高性能な装置の開発も中断された。

近年、宇宙往還機やオリエント・エクスプレスなどの開発に関連して、極超音速の流れの研究が再び見直されてきている。これらの研究のうちの多くは計算処理能力が著しく向上したスーパー・コンピュータの助けを借りて複雑な数値解析を実行するものである。同時にこれを検証するために、極超音速飛行を実験室的に模擬できる実験装置も必要不可欠となっている。二段式軽ガス銃はその有効性が再評価され、高速空気力学用の実験装置としてのみならず、ラム加速機やレール・ガンなど、さらに高性能の飛行体射出装置のインジェクタとしても利用されている[21, 27]。

本論文では、以上のような現状を踏まえ、将来的な高速飛行体発射装置の特性開発と実験・計測技術確立のための基礎研究として、特に装置の作動特性解明を目的に理論的および実験的に研究を行った。

第1章は緒論である。

第2章では、高速飛行体発射装置の特性を理論的側面から研究する。まず、装置の作動解析に必要な、TVD差分法[28-32]による数値シミュレーション法の概要について述べ、実験結果と良く合う、RCMを用いた計算による結果[33-41]と照らして本数値計算手法が現象の模擬に適することを明らかにする。さらに、装置の特性に対して、支配的に関与すると考えられるパラメータを選定し、数値計算により、最適作動特性を与えるパラメータの組み合わせを決定した。

第3章は、高速飛行体発射装置の作動特性の実験的な解明と、観測部に射出された高速飛行体まわりの流れの定量計測を目的とした、実験である。速度干渉計を用いて、装置内部を加速する飛行体速度の高精度な計測を実施し、作動条件の設定による飛行体の加速特性の違いを明らかにした[42, 43]。また、二次元および三次元ホログラフィー干渉計法[13, 44-53]により、静止空気中に射出された飛行体まわりの流れの光学可視化を行った。さらに、得られた結果を数値計算結果と比較し、

議論する。

第4章では、高速飛行体発射装置の特性解析、および実験・計測技術を踏まえた応用研究課題について触れる。まず、宇宙空間において微小な塵（スペースデブリ）が人工衛星や大気圏再突入宇宙船、あるいは宇宙ステーションのモジュールに高速で衝突する現象の実験室的な模擬[54-66]を目指した基礎研究として、TVD差分法を用いた数値計算により10 km/sを超える速度で飛行体を発射可能な装置の特性開発を行う。さらに、将来的な衝撃超高压発生装置の大口径化につながる、高速飛行体発射装置の特性改善手法として、ポンプチューブの容量を増すとともに高压保持直管部の長さを延長した場合の作動特性を数値計算により求める。

第5章は結論である。

文 献

- [1] A.E. Seigel : Theory of High-Muzzle-Velocity Guns, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol.66, AIAA Inc. (1979), pp. 135-175.
- [2] T.N. Canning et al. ed. : AGARDograph No.138 on Ballistic-Range Technology, Technical Editing and Reproduction Ltd (1970).
- [3] F.R. Riddell : Hypersonic Flow Research, Academic Press (1962), pp.627.
- [4] H. Fair : Hypervelocity Then and Now, Int. J. Impact. Engng, Vol.5 (1987), pp. 1-11.
- [6] J. Lukasiewicz : Experimental Methods of HYPERSONICS, MARCEL DEKKER, INC., New York (1973), pp. 207-242.
- [7] R.N. Cox, Experimental Facilities for Hypersonic Research : Progress in AERONAUTICAL SCIENCES, Vol.3 (A. Ferri, D. Kuchemann, L.H.G. Sterne ed.), Pergaman Press Ltd (1962), pp. 137-178.
- [8] R.N. Cox and D.F.T. Winter : Recent Hyperballistics Research at A.R.D.E., HYPERSONIC FLOW (A.R. Collar and J. Tinkler ed.), BUTTERWORTHS SCIENTIFIC PUBLICATIONS, London (1960), pp. 111-152.
- [9] R.K. Lobb : Hypersonic Research at the Naval Ordnance Laboratory, HYPERSONIC FLOW (A.R. Collar and J. Tinkler ed.), BUTTERWORTHS SCIENTIFIC PUBLICATIONS, London (1960), pp. 45-87.
- [10] 松村知治, 北島伸司 : 二段式軽ガス銃を用いた極超音速流れに関する研究, 日本機械学会第68期全国大会講演会講演論文集(1990), 180-182頁.
- [11] 松村知治, 佐藤裕久, 北島伸司, 小野寺収, 高山和喜 : 一段式ガス銃を用いた超音速弾道飛行に関する実験, 平成2年度衝撃波シンポジウム講演論文集(1990), 563-566頁.
- [12] 松村知治, 北島伸司, 小野寺収, 高山和喜 : ガス銃を用いた弾道飛行に関する実験, 日本航空宇宙学会北部支部1991年講演会前刷集 (1991), 76-81頁.
- [13] 高山和喜 : 衝撃波のおはなし, 日本規格協会, 1990.
- [14] W.D. Crozier and W. Hume : High-Velocity, Light-Gas Gun, J. Appl. Phys., Vol.28, No.8 (1957), pp. 892-894.
- [15] A. C. Charters : Development of the High-Velocity Gas-Dynamics Gun, Int. J. Impact Engng, Vol.5 (1987), pp. 181-203.
- [16] T. Mashimo and A. Sawaoka : A Measurement System for Projectile Motion and Particle-Velocity Histories for Impact Shock Study with a Two-Stage Light Gas Gun, Japan. J. Appl. Phys., Vol.20, No.5 (1981), pp. 963-970.
- [17] R.J. Stalker : Ann. Rev. Fluid Mechanics, Vol.21 (1989).
- [18] C.P.T. Groth and J.J. Gottlieb : Numerical Study of Two-stage Light-Gas Hypervelocity Projectile Launchers, UTIAS Report No.327 (1988).
- [19] J.R. Asay : SANDIA REPORT, SAND84-2657 (1985).
- [20] 庄野安彦, 真下茂 : 衝撃工学, 日刊工業新聞社(1988), 203-234頁.
- [21] J.R. Asay : The Sandia National Laboratories Shock Thermo-dynamics Applied Research (STAR) Facility, SANDIA REPORT SAND81-1901 (1981).
- [22] J.R. Asay, L.C. Chhabildas and L.M. Barker : Projectile and Impactor Designs for Plate-Impact Experiments, SANDIA REPORT SAND85-2009 (1985).
- [23] T. Mashimo : Measurement Facilities Combined with Keyed- Powder Gun for Impact-Shock Study of Solids, Proc. 1988 National Symp. Shock Wave Phenomena (1989), pp. 105-118.
- [24] L.C. Chhabildas, L.M. Barker, J.R. Asay, T.G. Trucano, G.I. Kerley : Proc 41st ARA Meeting, San Diego, CA, 1990.
- [25] 田中克己, 藤原修三, 日下部正夫 : 爆薬による飛翔体加速の解析, 工業火薬協会誌, 第45巻 第4冊 (1984), 226-233頁.
- [26] S. Usuba, Y. Kakudate, K. Aoki, M. Yoshida, K. Tanaka and S. Fujiwara : Development of Railgun Accelerator at NCL, IEEE Transactions on Magnetics, Vol.MAG-22, No.6 (1986), pp. 1785-1789.
- [27] A. Hertzberg, A.P. Bruckner and D.W. Bogdanoff : Ram Accelerator: A New Chemical Method for Accelerating Projectiles to Ultrahigh Velocities, AIAA J., Vol.26, No.2 (1988), pp.195-203.
- [28] A. Harten : High Resolution Schemes for Hyperbolic Conservation Laws, J. Comp. Phys., Vol.49 (1983), pp. 357-393.
- [29] P.L. Roe : Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Scheme, J. Comp. Phys., Vol.43 (1981), pp. 357-372.
- [30] 太田敏夫, 伊藤勝弘, 高山和喜 : ストーカー管内流れの数値シミュレーション, 第3回数値流体力学シンポジウム講演論文集(1989), 141-146頁.
- [31] H. Krier and M.J. Adams : An Introduction to Interior Ballistics and a Simplified Code, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol.66, AIAA Inc. (1979), pp.1-36.
- [32] T. Matsumura, O. Onodera and K. Takayama : Recent Research Activities at SWRC: Optical Flow Visualization of Flying Projectiles, Proc. 41st Aeroballistic Range Association Meeting, San Diego, CA, Vol.2, No.37 (1990).
- [33] A.J. Chorin : Random Choice Solution of Hyperbolic Systems, J. Comp. Phys., Vol.22 (1976), pp. 517-533.
- [34] 松村知治, 高山和喜, J.J. Gottlieb : 二段式軽ガス銃の作動特性に関する研究, 日本機械学会論文集 (B編), 第56巻526号(1990), 142-145頁.
- [35] 松村知治, 高山和喜, J.J. Gottlieb : 二段式軽ガス銃の特性解析, 日本航空宇宙学会第21期年会講演会講演集(1990), 58-59頁.

- [36] T. Matsumura, O. Inoue, J.J. Gottlieb and K. Takayama : A Numerical Study of the Performance of a Two-Stage Light-Gas Gun, Reports of the Institute of Fluid Science, Tohoku University, Vol.1 (1990), pp. 121-133.
- [37] 松村知治, 高山和喜 : 二段式軽ガス銃の作動特性シミュレーション, 第3回数値流体力学シンポジウム講演論文集(1989), 519-522頁.
- [38] T. Matsumura, O. Inoue and K. Takayama : A Numerical Study of the Performance of a Two-Stage Light-Gas Gun, Proc. 40th Aeroballistic Range Association Meeting, Vol.1, No.7 (1989).
- [39] 松村知治, J.J. Gottlieb, 佐藤裕久, 高山和喜 : 二段式軽ガス銃の作動特性について, 日本航空宇宙学会第20期年会講演会講演集 (1989), 185-186頁.
- [40] 足田強編 : 工業火薬ハンドブック, 共立出版 (1981), 435-441頁.
- [41] 松村知治, 小野寺収, 高山和喜 : SWRC二段式軽ガス銃の特性について, 平成2年度宇宙輸送シンポジウム講演論文集 (1991), 93-99頁.
- [42] 松村知治, 佐宗章弘, 大内宏伸, 北島伸司, 高山和喜 : 日本機械学会第70期全国大会講演会講演論文集, Vol.C (1992), 180-182頁.
- [43] K. Takayama, T. Matsumura, H. Ohuchi : Proc. 43rd Aeroballistic Range Association Meeting, Columbus, OH, Vol.2, No.29 (1992).
- [44] 大越孝敬 : 三次元画像工学, 朝倉書店 (1991), 112-184頁.
- [45] 村田和美 : ホログラフィー入門, 朝倉書店, 1976.
- [46] K. Takayama : Holographic Interferometric Study of Shock Wave Propagating in Two-Phase Media, Proc. 16th Int. Symp. Shock Tubes and Waves (1987), pp. 51-62.
- [47] 原亘利 : 流れの可視化ハンドブック, 朝倉書店, 1991, 1333頁
- [48] 阿部晃久, 高山和喜 : 円管から放出される球状衝撃波背後の密度分布の計測とシミュレーション, 日本機械学会論文集 (B編), 第55巻 511号 (1989), 733-740頁.
- [49] 阿部晃久 : 開放端から放出される衝撃波の回折とその背後の流れに関する研究, 東北大学大学院博士論文 (1991).
- [50] T. Matsumura, S. Kitashima, O. Onodera and K. Takayama : Recent aeroballistic range research program at SWRC, Proc. 42nd Aeroballistic Range Association Meeting, Adelaide, South Australia, No.9 (1991).
- [51] 松村知治, 船橋茂久, 北島伸司, 高山和喜 : バリスティックレインジにおける高速飛行体まわりの流れの可視化実験, 平成3年度衝撃波シンポジウム講演論文集 (1992), 93-96頁.
- [52] 松村知治, 高山和喜 : バリスティックレインジにおける高速飛行体まわりの流れの可視化について, 1992年 (平成4年) 春季第39回応用物理学関係連合講演会講演予稿集, 第0分冊 (1992), 1212頁.
- [53] 伊藤勝弘 : 遷音速流れに関する研究, 東北大学大学院博士論文 (1988).
- [54] C.E. Anderson, Jr., T.G. Trucano and S.A. Mullin : Debris Cloud Dynamics, Int. J. Impact Engng, Vol.9, No.1 (1990), pp. 89-113.

- [55] E.L. Christiansen, J.R. Horn and J.L. Crews : Augmentation of Orbital Debris Shielding for Space Station Freedom, AIAA 90-3665 (1990).
- [56] H.W. Babel, K.E. Simpson and C.A. Jones : Material Considerations for Space Station Freedom, IAF-90-278 (1990).
- [57] R.A. Mog and D.M. Price : Geometric Programming Design of Space Craft Protective Structures to Defeat Earth-Orbital Space Debris, AIAA 90-3662 (1990).
- [58] H.K. Lo : Shielding for Columbus, AIAA 90-1334 (1990).
- [59] S.L. Avans, J.R. Horn and J.E. Williamsen : Shielding Requirements for the Space Station Habitability Modules, AIAA 90-1333 (1990).
- [60] E.L. Christiansen : Advanced Meteoroid and Debris Shielding Concepts, AIAA 90-1336 (1990).
- [61] E.L. Christiansen and J. Ortega : Hypervelocity Impact Testing of Shuttle Orbiter Thermal Protection System Tiles, AIAA 90-3666 (1990).
- [62] J.E. Williamsen and J.P. Tipton : Freedom Station Wall Design Using Hydrodynamic Modelling, AIAA 90-3664 (1990).
- [63] H.J. Stephan : Columbus Materials Selection and Qualification in Relation to 30 Years Life Time and in Orbit Maintenance/Repair, IAF-90-279 (1990).
- [64] M. Lambert and E. Slachmuylders : Spacecraft Shielding against Orbital Debris, IAF-90-277 (1990).
- [65] D.H. Humes : Influence of the Bumper and Main Wall Material on the Effectiveness of Single Meteoroid Bumpers, NASA TN D-3104 (1965).
- [66] J.H. Diedrich and I.J. Loeffler : Hypervelocity Impact Damage Characteristics in Tubes, NASA TN D-3018 (1965).

第2章 高速飛行体発射装置の特性解析

1. 緒言

高速飛行体発射装置の特性を理論的側面から研究する目的で、数値解析によって作動を模擬する。本研究で扱うように、衝撃波が存在するような流れを数値解析する際には、いわゆる衝撃波捕獲法[1-26]と呼ばれる数値解析手法があり、様々な流れ場の解析に応用されている[5-9, 17-26]。本論文では、衝撃波捕獲法の中で現時点において最も有効とされているTVD差分法[15-26]を用いて、高速飛行体発射装置の作動を数値シミュレーションする手法を開発し、数値計算により装置の作動特性を解析する。また、RCM(Random Choice Method)[27-36]による計算結果との比較を行い、本数値計算手法による高速飛行体発射装置の作動模擬の妥当性を明らかにする。さらに、装置の特性に対して、支配的に関与すると考えられるパラメータを絞り込み、数値計算により、最適作動特性を与えるパラメータ組み合わせを決定する手法を示す。

2. 特性解析用数値計算手法

2.1 TVD差分法による数値解析

(空気と軽ガスの混合気体の状態方程式)

空気および軽ガスをともに理想気体と仮定すると、混合気体の総密度 ρ は

$$\rho = \rho_A + \rho_L \quad (2.1)$$

また、単位体積当たりの全エネルギー E は

$$E = \rho_A e_A + \rho_L e_L + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) \quad (2.2)$$

である。ここで、 e_A 、 e_L はそれぞれ空気および軽ガスの単位質量当たりのエネルギーで

$$e_A = c_{VA} T, \quad e_L = c_{VL} T \quad (2.3)$$

で表される。また、圧力 p は

$$p = \rho_A R_A T + \rho_L R_L T = \{\rho_A R_A + (\rho - \rho_A) R_L\} T \quad (2.4)$$

となる。(2.1)、(2.4)式より

$$e_A = \frac{c_{VA} p}{\rho_A R_A + (\rho - \rho_A) R_L} \quad (2.5a)$$

$$e_L = \frac{c_{VL} p}{\rho_A R_A + (\rho - \rho_A) R_L} \quad (2.5b)$$

$$p = C \left\{ E - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) \right\} \quad (2.6a)$$

$$C \equiv \frac{(\gamma_L - 1) c_{VL} \rho + \{(\gamma_A - 1) c_{VA} - (\gamma_L - 1) c_{VL}\} \rho_A}{c_{VL} \rho + (c_{VA} - c_{VL}) \rho_A} \quad (2.6b)$$

ここで、 ρ_A 、 ρ_L 、 γ_A 、 γ_L 、 c_{VA} 、 c_{VL} 、 R_A 、 R_L は、それぞれ空気と軽ガスの密度、比熱比、定容比熱および気体定数で、 u 、 v は、 x および y 方向の速度成分である。

また、

$$p = (\gamma - 1) \rho e \quad (2.7a)$$

であるから、混合気体の比熱比は

$$\gamma = \frac{\gamma_A c_{VA} \rho_A + \gamma_L c_{VL} (1 - \rho_A)}{c_{VA} \rho_A + c_{VL} (1 - \rho_A)} \quad (2.7b)$$

となる。

(基礎式)

2次元非定常軸対称流れに対する基礎式を弱保存形で書けば次式となる。

$$\mathbf{U}_t + \mathbf{F}_x + \mathbf{G}_r + \mathbf{W} = 0 \quad (2.8)$$

ここで、 \mathbf{U} は保存量、 \mathbf{F} 、 \mathbf{G} は流束ベクトル、 \mathbf{W} は軸対称項で以下のように表される。

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ m \\ n \\ E \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} m \\ m C_L \\ m^2/\rho + p \\ mn/\rho \\ m(E+p)/\rho \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G} = \begin{bmatrix} n \\ n C_L \\ mn/\rho \\ n^2/\rho + p \\ n(E+p)/\rho \end{bmatrix}, \quad \mathbf{W} = \frac{1}{r} \begin{bmatrix} n \\ n C_L \\ mn/\rho \\ n^2/\rho \\ n(E+p)/\rho \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

$m = \rho u$, $n = \rho v$, $C_L = (1 - \rho_A)/\rho$ また、 ρ は密度、 u , v はそれぞれ速度ベクトルの x , y 方向成分、 p は圧力である。(2.8)式にTVD差分法を適用して次元分割法により数値的に解く。

本数値計算では、Harten-Yeeの2次精度風上型TVDスキーム[15-18]を適用した。このスキームは、スカラーの保存方程式に与えられたものであり、気体力学系に応用する際には、通常近似リーマン問題の解(Approximate Riemann Solver, ARS)[38, 39]を使用する。本論文では、RoeのARS[39]を用いた。

RoeのARSは、セル境界両面の跳躍条件を満足する2つの差分格子間平均としての流束ヤコビアンを見いだすことにより得られる。流束ヤコビアンを構成する基本要素は、 u , v , 全エンタルピ h , $\partial p/\partial E$, $\partial p/\partial \rho_A$ および $\partial p/\partial \rho_L$ であるが、まず u , v , h と質量分率 ρ_A/ρ , ρ_L/ρ は容易に得られる。(2.1)式、(2.4)式、(2.5a)~(2.6b)式より、 $\partial p/\partial E = \gamma - 1$ であり、 $\partial p/\partial \rho_A$, $\partial p/\partial \rho_L$ は、いずれも u , v の簡単な関数となるから、流束ヤコビアンの全ての要素が容易に定まる。したがって、2種気体の混合

系に対しても各気体を理想気体と仮定すれば、RoeのARSを使用することができ、不連続面の捕獲に優れたTVDスキームの性能が生かされる。

(ピストンおよび飛行体の運動)

ピストンは、円筒形状で圧縮管内を管壁面との隙間無く運動するものとする[27, 32-34]。ピストンに作用する力をピストン前後の圧力および壁面との摩擦力とすると、Newtonの第一法則より、ピストンの加速度 $a_{\text{pst}}(t)$ 、速度 $V_{\text{pst}}(t)$ および自由ピストン前面の位置 $l_{\text{pst}}(t)$ は、それぞれ

$$a_{\text{pst}}(t) = \frac{\pi D_{\text{pst}}^2}{4 M_{\text{pst}}} (P_{\text{bpst}}(t) - P_{\text{fpst}}(t)) + \frac{F_{\text{pst}}}{M_{\text{pst}}} \quad (2.10)$$

$$V_{\text{pst}}(t) = \int_{t-\Delta t}^t a_{\text{pst}}(t) dt + V_{\text{pst}}(t - \Delta t) \\ = \frac{\Delta t}{2} \{a_{\text{pst}}(t) + a_{\text{pst}}(t - \Delta t)\} + V_{\text{pst}}(t - \Delta t) \quad (2.11)$$

$$l_{\text{pst}}(t) = \int_{t-\Delta t}^t V_{\text{pst}}(t) dt + l_{\text{pst}}(t - \Delta t) \\ = \frac{\Delta t}{2} \{V_{\text{pst}}(t) + V_{\text{pst}}(t - \Delta t)\} + l_{\text{pst}}(t - \Delta t) \quad (2.12)$$

と表される。ここで、 $P_{\text{fpst}}(t)$, $P_{\text{bpst}}(t)$, F_{pst} , D_{pst} , M_{pst} は、それぞれピストン前後の平均圧力、ピストンに働く全摩擦力[32, 34, 36]、ピストンの直径および質量である。

ピストン前方の圧力 P_{fpst} は、差分計算より得られる。後方の圧力 P_{bpst} は、火薬の燃焼モデル[32, 34, 36, 37, 40]より求められる。

飛行体の運動方程式についても、同様に

$$a_{\text{prj}}(t) = \frac{\pi D_{\text{prj}}^2}{4 M_{\text{prj}}} (P_{\text{bprj}}(t) - P_{\text{fprj}}(t)) + \frac{F_{\text{prj}}}{M_{\text{prj}}} \quad (2.13)$$

$$\begin{aligned}
 V_{prj}(t) &= \int_{t-\Delta t}^t a_{prj}(t) dt + V_{prj}(t - \Delta t) \\
 &= \frac{\Delta t}{2} \{a_{prj}(t) + a_{prj}(t - \Delta t)\} + V_{prj}(t - \Delta t) \quad (2.14)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 l_{prj}(t) &= \int_{t-\Delta t}^t V_{prj}(t) dt + l_{prj}(t - \Delta t) \\
 &= \frac{\Delta t}{2} \{V_{prj}(t) + V_{prj}(t - \Delta t)\} + l_{prj}(t - \Delta t) \quad (2.15)
 \end{aligned}$$

と表される。ここで、 $P_{fprj}(t)$ 、 $P_{bprj}(t)$ 、 F_{prj} 、 D_{prj} 、 M_{prj} は、それぞれ飛行体前後の平均圧力、飛行体に働く全摩擦力、飛行体の直径および質量である。

2. 2 RCMとの比較

本論文で用いる、TVD差分法による数値解析手法の妥当性を検証する目的で、ベンチマーク試験を行った。計算モデルは図2-1に示す寸法の、二段式軽ガス銃とし、表2-1に示すような、同一作動条件の下での特性をRCM[32, 34]とTVD差分法により計算し、両者を比較した。RCMでは流れを一次元として解き、TVD差分法による計算では、二次元軸対称流れとして計算する。

まず、ポンプチューブ内の水素の圧縮過程を比較するため、ランチチューブ入り口の隔膜の破断は考えず、固体反射壁面として取り扱い計算を行った。図2-2、3に結果を示す。図2-2は、ポンプチューブ内部を移動するピストンの速度変化を表している。ピストンの速度に関してはRCM、TVD差分法による差はほとんど認められず、その軌跡もリバウンド後を除いて、ほぼ合っている。これは、隔膜が破断するまでは、ポンプチューブ内の流れは膨張波や渦の発生などの影響が現れず、ほぼ

一次的に取り扱えるためであると考えられる。次に、隔膜の破断と飛行体の運動も考慮に入れて計算を実行し、両者を比較した。図2-3は、ランチチューブ管軸に沿う飛行体の速度変化を示す。両数値計算結果の違いは、隔膜が破断して飛行体が加速を始める部分で顕著に現れ、最大15%程度である。この差は、隔膜の破断により流れがもはや一次元的ではなく、二次元性を強く示しはじめるために起こった結果であると理解できる。しかし、飛行体がランチチューブ内を移動するにつれて、両者の差は縮まる傾向を示し、ランチチューブ出口近傍ではその差は2.2%程度まで接近する。この検証に用いた、RCMによる数値計算結果は実験結果と比較され、その信頼性が過去に確認されている[28-36]。また、TVD差分法による数値計算法において、ピストンおよび飛行体の運動と管壁面との間に生ずる摩擦力、隔膜の破断に伴う圧力損失の効果は付録2に示したRCMと共通の評価法を用いている。従って、本数値計算法をRCMによる計算法と比較・検証することは、数値計算における流れの一次元性と二次元性の取扱いの違いを比較することとなり、その結果、計算法の違いによる差は僅かであった。よって、本数値計算法を用いて高速飛行体発射装置の特性を解析し、以後の議論を展開することに支障はないと考える。

3. 最適作動条件の決定

高速飛行体発射装置，特に二段式軽ガス銃の特性は多くの作動パラメーターが複雑に関連して決定されるため，例えば飛行体の射出速度を向上させるという目的を実現するために，どのパラメーターをどの程度に設定すべきか，経験的に求めるのは困難である[32, 34]．単純に使用する火薬の薬量を増やす，あるいは軽ガスの初期圧力を高くすることも手段の一つであるが，法規上の問題や実験の安全面を考慮すると，実際に使用可能な火薬の薬量や軽ガスの圧力は無制限ではなく，必ず上限が存在する．つまり，ある制限された範囲の実験条件において，できるだけ安全にしかも飛行体の射出速度を大きくできるパラメーターの組み合わせを，定量的に見いだすことが重要である．

これまで装置の最適作動条件を求める目的で数値計算が行われているが，その殆んどは一次元的な解析[41, 42]である．また幾つかのパラメーターについて数値計算が実行された場合でも，結果は単なる数字の羅列であったりすることが多く[43]，装置の最適作動条件が分かりにくかった．本研究では，二段式軽ガス銃の作動をTVD差分法を用いた数値計算により模擬し，飛行体射出速度が最大となるパラメーターの組み合わせを定量的に求める手法の確立を試みる．なお，数値計算における上限値として，使用する火薬の薬量は200 g，水素の初期圧力は2 MPa，隔膜の破断圧力は100 MPaとした．また，このような範囲において飛行体速度が最大となるパラメーター組み合わせを装置の最適作動条件と定義する．

3. 1 パラメーターの選定

二段式軽ガス銃の作動に関係する全パラメーターは，以下に示す通りである．

- (1) 無煙火薬の種類と薬量
- (2) 火薬室の内容積
- (3) ピストン重量と直径および長さ
- (4) ポンプチューブ寸法
- (5) 軽ガスの種類およびその初期圧
- (6) 高圧カップリングの形状
- (7) 隔膜の破断圧力
- (8) ランチチューブ寸法
- (9) 飛行体の重量と直径および長さ
- (10) ランチチューブ内初期圧力
- (11) 測定部内初期圧力

もし，装置の設計段階から数値解析を実行する際には，これら全てのパラメーターに関してパラメトリックに計算を行わなければならないが，多くの場合，装置の寸法はほぼ固定されている．従って，実際に最適作動条件に関係するパラメーターは，6～7個程度に絞ることが可能である．例えば，使用する無煙火薬の薬量を一定とした条件下では，前述のパラメーターのうち(3)，(5)，(7)および(9)～(11)の6個について，組み合わせを考えれば良く，さらにもし飛行体の重量やランチチューブおよび測定部内の初期圧力，加えて隔膜の破断圧力も一定とすれば，装置の作動特性は結局，ピストン重量と軽ガスの初期圧力という，わずか2個のパラメーターの組み合わせにより与えられることになる．

3. 2 最適作動条件の決定手順

いま、試みに図2-4に示す二段式軽ガス銃の最適作動条件を数値計算により決定する。装置の各部分の寸法その他、表2-2に示すように飛行体の重量と測定部およびランチチューブ内の初期圧力、さらに使用する隔膜の破断圧力も一定とする。無煙火薬の薬量を160 gとした場合、ピストン重量および軽ガス（水素）の初期圧力を種々変えて数値計算を行い、図2-5に示す結果を得た。この図より、例えば重量4 kgのピストンを用いる際には、ポンプチューブ内の水素の初期圧力を1.6 MPa程度に設定すると、飛行体の射出速度を最も大きくする事ができ、この組み合わせの時、装置の最適作動条件が達成される。しかし、ピストンの重量を変えた場合には、当然水素初期圧力の最適値も変わってくる。言い替えれば、変動するパラメーターの数を2個まで絞り込み、その他の条件は一定として数値計算を行った結果、装置の最適作動条件が達成される領域は、ピストン重量と水素初期圧力により構成される、平面上の曲線として表されることがわかる。同様の手順を、異なる火薬薬量の場合に対して数多く実施すると、図2-6のように最適作動条件の達成される領域は曲線から曲面となる。つまり、数値解析において変動を考慮するパラメーターの数が1個増す毎に、最適作動条件の存在領域の次元も1だけ増すこととなるので、その効果的かつ簡便な表示方法の開発も今後、作動特性解析における重要な研究課題の一つとなることが予想される。

実際に、図2-4の二段式軽ガス銃に対してピストン重量、水素初期圧力の他に、無煙火薬の薬量と隔膜の破断圧力を変えて数値計算を行い表示した結果が図2-7および図2-8である。設定した隔膜の破断圧力は図2-7においては60 MPa、また図2-8では100 MPaである。無煙火薬の薬量を200 gに増すと、飛行体射出速度のピーク値は薬量160

gの場合より500~600 m/s程度速くなるが、最適作動条件を与える水素の初期圧力は高くなる傾向がある。これは、薬量の増加にともなってピストンの移動速度が大きくなり、ポンプチューブ内の水素の圧縮形態が断熱圧縮から衝撃波圧縮へと移行する時期が早まったためであると考えられる。また、図2-7、2-8の比較により、隔膜の破断圧力を高く設定しても最適作動条件からはずれた領域においては、装置の特性に大きな変化がないという計算結果も、隔膜がポンプチューブ内部に生じた衝撃波によって破断されとすることで説明できよう。一方、図2-7をエネルギー効率の観点から見ると火薬量を25 %増しても、飛行体速度の増加分は高々8.3 %であることから、装置の効率は火薬量を160 gとした場合の方が良いことになる。このように、作動特性をあるパラメータについて解析することで、装置の最適作動条件を飛行体速度のみならず装置の作動効率の面からも評価することができる。さらに、二段式軽ガス銃の作動は非定常の気体力学に支配されるため、例えば水素の初期圧力という、一つの作動パラメータの変化に対する装置特性の変化も決して単調ではないことがわかる。従って、最適作動条件を決定するためにはパラメータの変化量を細かく取り、それぞれの条件について逐一特性を計算する必要がある。最終的には作動パラメータと特性に関する状態図を作成することが重要である。するとその状態図を用いて、最適作動条件を与えるパラメータ組み合わせの存在領域が明確になるとともに、ある作動条件下での装置の特性を予測することが可能となる。

4. 特性解析手法による装置の基礎設計

二段式軽ガス銃の特性解析手法を用いて、装置の基礎設計資料となる数値計算を実施した。なお、本数値計算は三菱重工業（株）相模原製作所の依頼に基づき行った。装置の要求性能は、重量6gの飛行体を8 km/sまで加速することである。

表2-2は数値計算における拘束条件で、これに基づいて表2-3の様な仕様の装置を提案した。数値計算では無煙火薬の薬量と隔膜の破断圧力を固定し、ピストン重量4種類、水素初期圧力を3種類、それぞれ変えて計算を行い、表2-4の結果を得た。これより、要求性能が達成されるのは条件(a)～(e)の時である。しかし、これらのうちから最適作動条件を見つけ出すには別の判断基準が必要で、ここでは飛行体に加わる最大加速度が小さいという観点で整理し、表2-5に示すような結果となった。作動条件(A)は、ピストン重量が6 kgの場合の最適と思われる組合せであり、一方、(B)はピストン重量が8 kgの際の最適作動条件である。ここまでの手続きにより、表2-6に示す2つ(IとII)に最適作動条件を絞ることができた。

次に、ランチチューブの内径を変えた場合の計算を行い、表2-7の結果を得た。これによると作動条件IIの方がランチチューブ内径を変えた際の特性が良好であることがわかる。表2-8はランチチューブの内径が15 mmの場合に飛行体重量を変えた時の結果で、重量7.1 gの飛行体でも8 km/s以上の速度まで加速できることがわかる。表2-9は最終的な装置の予測性能をまとめたものである。本装置により要求条件は十分満足され、さらに重量10 gの飛行体についても7.65 km/sまで加速できることが期待できる。

参考として図2-9および図2-10に、最適作動条件下の飛行体背面の圧力変化と飛行体の加速度の時間履歴を示す。

5. 高圧カップリング部の影響

二段式軽ガス銃の高圧カップリングには、図2-11のように通常、テーパ部と隔膜およびランチチューブ入り口の間に、円柱状の空間があり、この部分にピストンで圧縮され高温・高圧状態となった軽ガスが瞬間保持される（以後、高圧保持直管部と呼ぶ）。この部分は本来、不適切な作動条件で実験を行った場合に、ピストンが高圧カップリングのテーパ部分で止められずに、ランチチューブの内部にまで貫入し損傷を与えることがないように、との目的で設けられたものである。しかし、その長さの決め方には、はっきりとした定義がなく、現在でも経験に頼るところが大きい。二段式軽ガス銃において、この高圧保持直管部は従来、ピストン前面と隔膜の間に生ずる高温・高圧気体を保持する部分としてのみ理解されることが多かったが、衝撃波管理論の立場から見ると、この部分は一般の衝撃波管における高圧貯気槽に対応すると理解できる。衝撃波管理論によれば、隔膜の破断により生ずる膨張波が貯気槽末端で反射し、衝撃波の波面に追いつくまでの時間を長くすることで衝撃波の速度は大きくなり、そのために貯気槽長さを長くすることが有効である。一方、ランチチューブ内を進む飛行体は高圧保持直管部の高温・高圧状態の軽ガスによって、非定常的に加速されるのであるから、飛行体の効果的な加速を考えた場合にも衝撃波管と同様の考え方が適用できる。つまり、隔膜の破断により発生する膨張波がピストン方向へ伝播してその前面で反射し、ランチチューブ内を加速する飛行体の後面に追いついて、加速を鈍らせる時期をできるだけ遅くすることが、有効であることは容易に予測できる。本研究では、二段式軽ガス銃の高圧カップリングにおける、高圧保持直管部を延長した場合の特性を数値計算により求め、飛行体に生ずる加速度を延長前の結果と比較して、高圧保持直管部の長さの影響を検討する。数値計算は表2-10に示す初期条件の下で二段式

軽ガス銃の高圧保持直管部の長さが300 mmの場合と、50 mmの場合について実施した。無煙火薬の薬量は160 g、ピストン重量は3 kg、隔膜破断圧力は60 MPa、また水素の初期圧力は0.6 MPaに設定した。図2-12は、ランチチューブ内を移動する飛行体の加速度履歴の比較である。飛行体に生じる加速度が、背後から追いつく膨張波により急峻な鈍化を呈する時刻は、高圧直管部を300 mmとした場合の方が50 mmの結果よりも約10 μ s遅くなっており、またその下降の度合も小さい。この時間遅れの分だけ飛行体は効果的に加速されることになる。この結果から、今後、二段式軽ガス銃の設計概念として、高圧カップリングにおける高圧保持直管部の長さを考慮に入れる必要性は少なくないを考える。

6. 結 言

高速飛行体発射装置の特性解析手法として、TVD差分法を用いた数値計算法により二段式軽ガス銃の作動を模擬した。二段式軽ガス銃の最適作動条件を、数値計算法により決定する手法を示し、実際の装置において最適作動条件が存在する領域を示した。また、二段式軽ガス銃の高圧カップリング部に接続する、高圧保持直管部の長さに着目し、従来にはなかった議論を展開した。得られた結果を以下に要約する。

(1) 二段式軽ガス銃の作動を模擬する目的で、TVD差分法を用いた数値計算法を開発した。また計算法の検証のため、ベンチマーク試験を実施してRCMを用いた計算結果との比較を行い、本数値計算法の妥当性を示した。

(2) 二段式軽ガス銃の作動に影響を与える、全てのパラメーターの中から、数値計算に際しての条件を与えることで、実際に変動させるパラ

メーターの個数を絞り込み、最適作動条件となるパラメーターの値を決定するまでの手順を示した。

(3) 数値計算において最適作動特性を決定する際に、変動させるパラメーターの変化量を細かく取り、それぞれの条件について逐一特性を計算して最終的には作動パラメータと装置特性に関する状態図を作成することが重要である。その状態図を用いて、最適作動条件を与えるパラメータ組み合わせの存在領域が明確になるとともに、ある作動条件下での装置の特性を予測することが可能となる。

(4) 高圧カップリングの高圧保持直管部分を延長した、二段式軽ガス銃に対して飛行体の加速特性を数値計算により求めた。高圧保持直管部の延長により、飛行体の効果的な加速の妨げとなる膨張波が、飛行体背後へ追いつく時期を遅くする事が可能で、その分、飛行体が滑らかに加速されることを明らかにした。

文 献

- [1] P. Lax and B. Wendroff : Systems of Conservation Laws, Communications on Pure and Applied Mathematics, Vol.13 (1960), pp. 217-237.
- [2] P.D. Lax : Hyperbolic System of Conservation Laws and the Mathematical Theory of Shock waves, Society for Industrial and Applied Mathematics, Philadelphia, 1972.
- [3] A. Harten, B. Engquist, S. Osher and S.R. Chakravarthy : Uniformly High Order Accurate Essentially Non-Oscillatory Schemes, III, J. Comp. Phys., Vol.71 (1987), pp. 231-303.
- [4] W.D. Henshaw : A Scheme for the Numerical Solution of Hyperbolic Systems of Conservation Laws, J. Comp. Phys., Vol.68 (1987), pp. 25-47.
- [5] M.J. Berger and P. Colella : Local Adaptive Mesh Refinement for Shock Hydrodynamics, J. Comp. Phys. Vol.82 (1989), pp. 64-84.
- [6] 伊藤勝宏, H. Grönig, M. Vetter : 東北大学流体科学研究所第1回研究発表会講演論文集(1989), 119-123頁.
- [7] A. Harten : ENO Schemes with Subcell Resolution, J. Comp. Phys., Vol.83 (1989), pp. 148-184.
- [8] C.W. Shu and S. Osher : Efficient Implementation of Essentially Non-Oscillatory Shock-Capturing Schemes, II, J. Comp. Phys., Vol.83 (1989), pp. 32-78.
- [9] J.P. Boris : New Directions in Computational Fluid Dynamics, Ann. Rev. Fluid Mech., Vol.21 (1989), pp. 345-385.
- [10] R.M. Beam and R.F. Warming : An Implicit Finite Difference Algorithm for Hyperbolic Systems in Conservation-Law Form, J. Comp. Phys., Vol.22 (1976), pp. 87-110.
- [11] G.H. Clopper and H.C. Yee : Viscous Hypersonic Shock-on-Shock Interaction on Blunt Cowl Lips, AIAA 26th Aerospace Sciences Meeting, AIAA-88-0233 (1988), pp. 1-19.
- [12] 大宮司久明 他 : 流れの数値シミュレーション, 日本機械学会編, コロナ社(1988).
- [13] 矢部孝, 井門俊治 : FORTRAN & C言語によるシミュレーション技法入門, 日刊工業新聞社(1987).
- [14] 高橋亮一 : コンピュータによる流体力学〈演習〉, 構造計画研究所, 1988.

- [15] A. Harten : High Resolution Schemes for Hyperbolic Conservation Laws, J. Comp. Phys., Vol.49 (1983), pp. 357-393.
- [16] 太田敏夫 : 高エンタルピー流に関する研究, 東北大学大学院修士論文(1992).
- [17] Y.C. Yang and H.C. Yee : Numerical Simulation of Shock Wave Diffraction by TVD Schemes, AIAA-87-0112 (1987), pp. 1-18.
- [18] H.C. Yee and R.F. Warming and A. Harten : Implicit Total Variation Diminishing (TVD) Schemes for Steady-State Calculations, J. Comp. Phys., Vol.57 (1985), pp. 327-360.
- [19] H.C. Yee : Construction of Explicit and Implicit Symmetric TVD Schemes and their Applications, J. Comp. Phys., Vol.68 (1987), pp. 151-179.
- [20] H.C. Yee : Semi-Implicit and Fully Implicit Shock-Capturing Methods for Hyperbolic Conservation Laws with Stiff Source Terms, AIAA 8th Comp. Fluid Dynamics Conference, AIAA-87-1116-CP (1987), pp. 159-176.
- [21] H.C. Yee : Upwind and Symmetric Shock Capturing Schemes, NASA Technical Memorandum 89464 (1987).
- [22] M.M. Rai and S.R. Chakravarthy : An Implicit Form for the Osher Upwind Scheme, AIAA J., Vol.24, No.5 (1986), pp. 735-743.
- [23] H.C. Yee, G.H. Klopfer and J.-L. Montagne : High-Resolution Shock-Capturing Schemes for Inviscid and Viscous Hypersonic Flows, J. Comp. Phys., Vol.88 (1990), pp. 31-61.
- [24] H.C. Yee : A Class of High-Resolution Explicit and Implicit Shock-Capturing Methods, NASA Technical Memorandum 101088 (1989).
- [25] J.L. Shinn, H.C. Yee and K. Venishi : Extension of a Semi Implicit Shock Capturing Algorithm for 3-D Fully Coupled, Chemically Reacting Flows in Generalized Coordinates, AIAA 22nd Thermophysics Conference, AIAA-87-1577 (1987), pp. 1-12.
- [26] J.-L. Montagne, H.C. Yee, G.H. Klopfer and M. Vinokur : Hypersonic Blunt Body Computations Including Real Gas Effects, NASA Technical Memorandum 100074 (1988), pp. 1-15.
- [27] A.J. Chorin : Random Choice Solution of Hyperbolic Systems, J. Comp. Phys., Vol.22 (1976), pp. 517-533.
- [28] 松村知治, 北島伸司 : 二段式軽ガス銃を用いた極超音速流れに関する研究, 日本機械学会第68期全国大会講演会講演論文集(1990), 180-182頁.

- [29] 松村知治, J.J. Gottlieb, 佐藤裕久, 高山和喜: 二段式軽ガス銃の作動特性について, 日本航空宇宙学会第20期年会講演会講演集 (1989), 185-186頁.
- [30] T. Matsumura, O. Inoue and K. Takayama : A Numerical Study of the Performance of a Two-Stage Light-Gas Gun, Proc. 40th Aeroballistic Range Association Meeting, Paris, Vol.1, No.7 (1989).
- [31] 松村知治, 高山和喜 : 二段式軽ガス銃の作動特性シミュレーション, 第3回数値流体力学シンポジウム講演論文集(1989), 519-522頁.
- [32] T. Matsumura, O. Inoue, J.J. Gottlieb and K. Takayama : A Numerical Study of the Performance of a Two-Stage Light-Gas Gun, Reports of the Institute of Fluid Science, Tohoku University, Vol.1 (1990), pp. 121-133.
- [33] 松村知治, 高山和喜, J.J. Gottlieb : 二段式軽ガス銃の特性解析, 日本航空宇宙学会第21期年会講演会講演集 (1990), 58-59頁.
- [34] 松村知治, 高山和喜, J.J. Gottlieb : 二段式軽ガス銃の作動特性に関する研究, 日本機械学会論文集 (B編), 第56巻 526号 (1990), 142-145頁.
- [35] T. Matsumura, O. Onodera and K. Takayama : Recent Research Activities at SWRC: Optical Flow Visualization of Flying Projectiles, Proc. 41st Aeroballistic Range Association Meeting, San Diego, CA, Vol.2, No.37 (1990).
- [36] C.P.T. Groth and J.J. Gottlieb : Numerical Study of Two-Stage Light-Gas Hypervelocity Projectile Launchers, UTIAS Report No.327 (1988).
- [37] H. Krier and M.J. Adams : An Introduction to Interior Ballistics and a Simplified Code, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol.66, AIAA Inc. (1979), pp.1-36.
- [38] P. Glaister : An Approximate Linearised Riemann Solver for the Three-Dimensional Euler Equations for Real Gases using Operator Splitting, J. Comp. Phys., Vol.77 (1988), pp. 361-383.
- [39] P.L. Roe : Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Scheme, J. Comp. Phys., Vol.43 (1981), pp. 357-372.
- [40] 疋田強編: 工業火薬ハンドブック, 共立出版 (1981), 435-441頁.
- [41] D.J. Grosch and J.P. Riegel : Development and Optimization of a "Micro" Two-Stage Light-Gas Gun, Proc. 43rd Aeroballistic Range Association Meeting, Columbus, OH, Vol.1, No.20 (1992).
- [42] R.W. Courter : Light Gas Gun Cycle Design for Optimum Performance, Proc. 42nd Aeroballistic Range Association Meeting, Adelaide, South Australia, No.31 (1991).

- [43] D.J. Chavez, C.C. King and L.J. Linley : A Study to Optimize a 7.6 mm (30-Caliber) Two-Stage Light Gas Gun, Proc. 42nd Aeroballistic Range Association Meeting, Adelaide, South Australia, No.14 (1991).

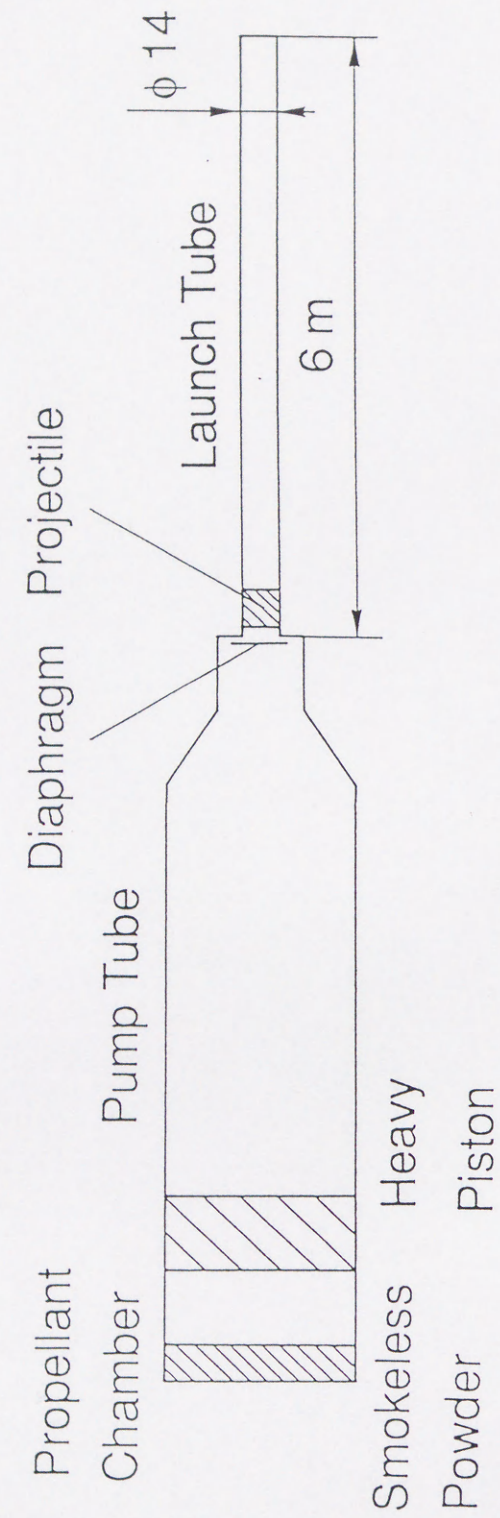
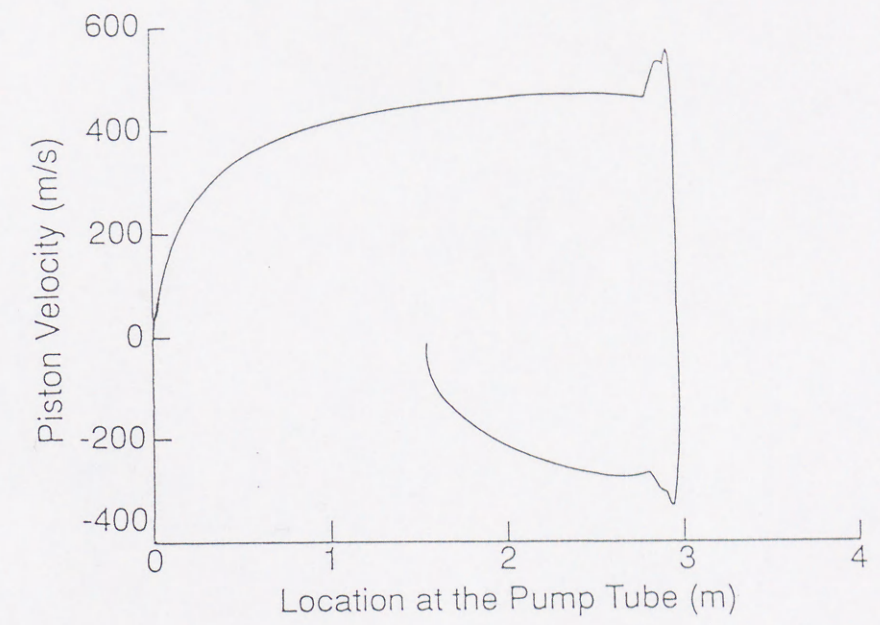
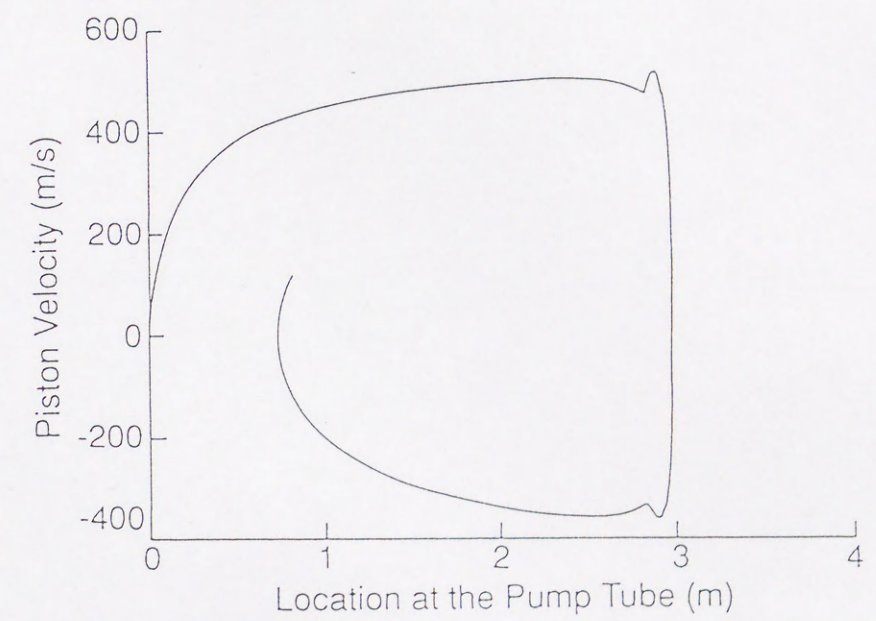


図 2-1 ベンチマーク試験に用いた二段式軽ガス銃

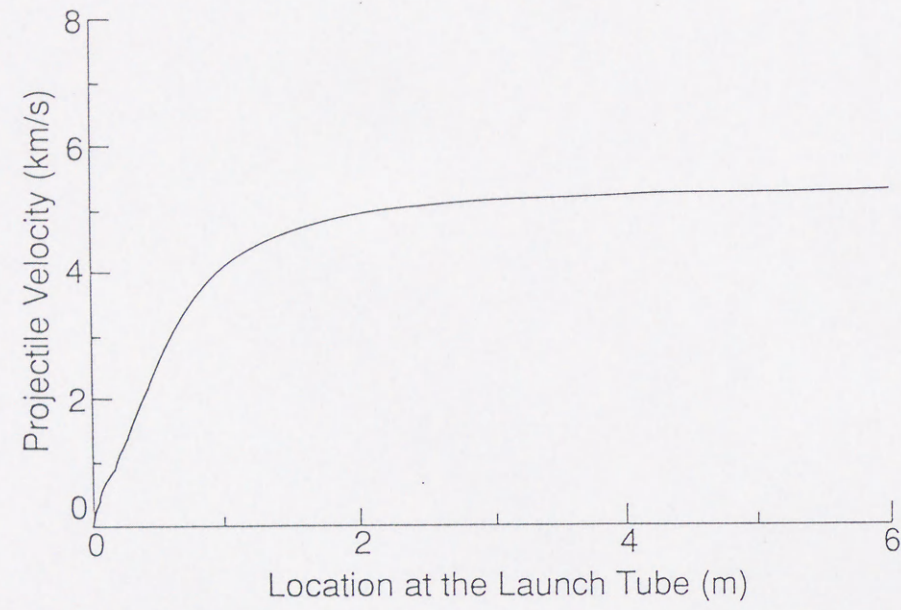


(a) TVD差分法による計算結果

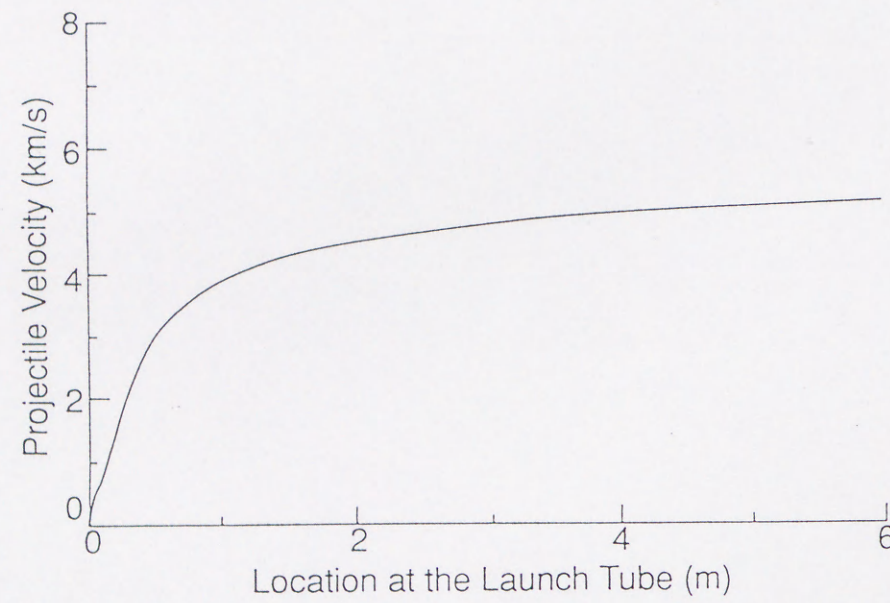


(b) RCMによる計算結果

図 2-2 ピストン軌跡の比較



(a) TVD差分法による計算結果



(b) RCMによる計算結果

図2-3 ランチチューブ管軸に沿う飛行体速度変化の比較

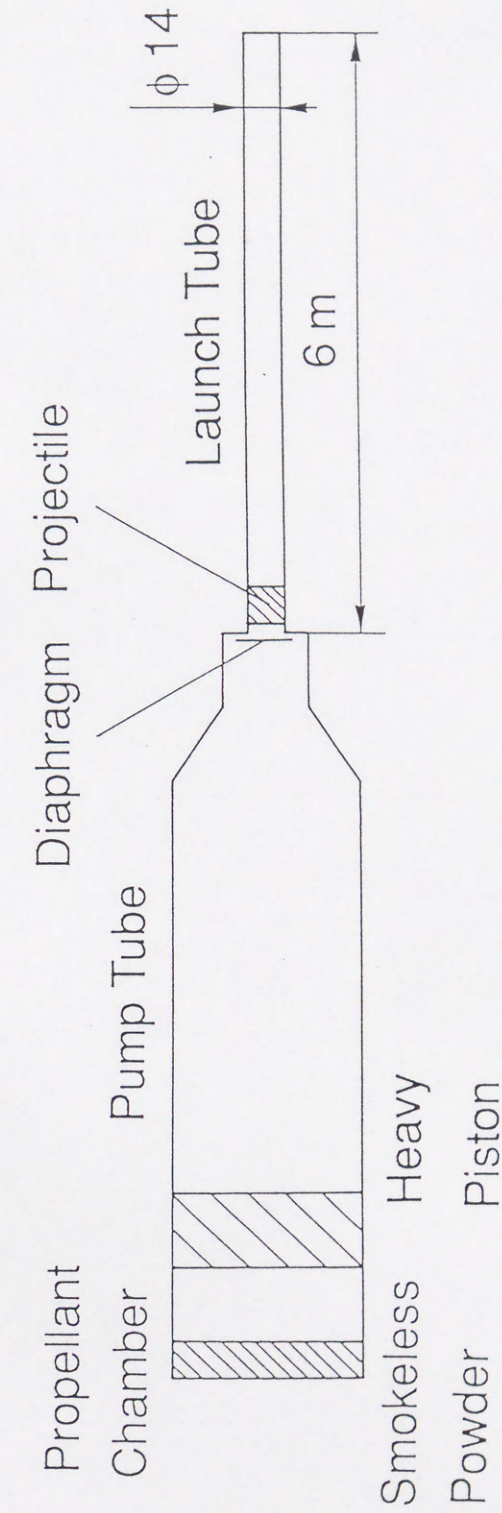


図2-4 二段式軽ガス銃概略

表2-1 ベンチマーク試験における装置の作動条件

Smokeless Powder Weight (g)	Heavy Piston Weight (kg)	Initial Hydrogen Pressure (MPa)	Diaphragm Rupturing Pressure (MPa)	Projectile Weight (g)	Initial Pressure of Test Section (Pa)
160	3	0.6	60	4	10

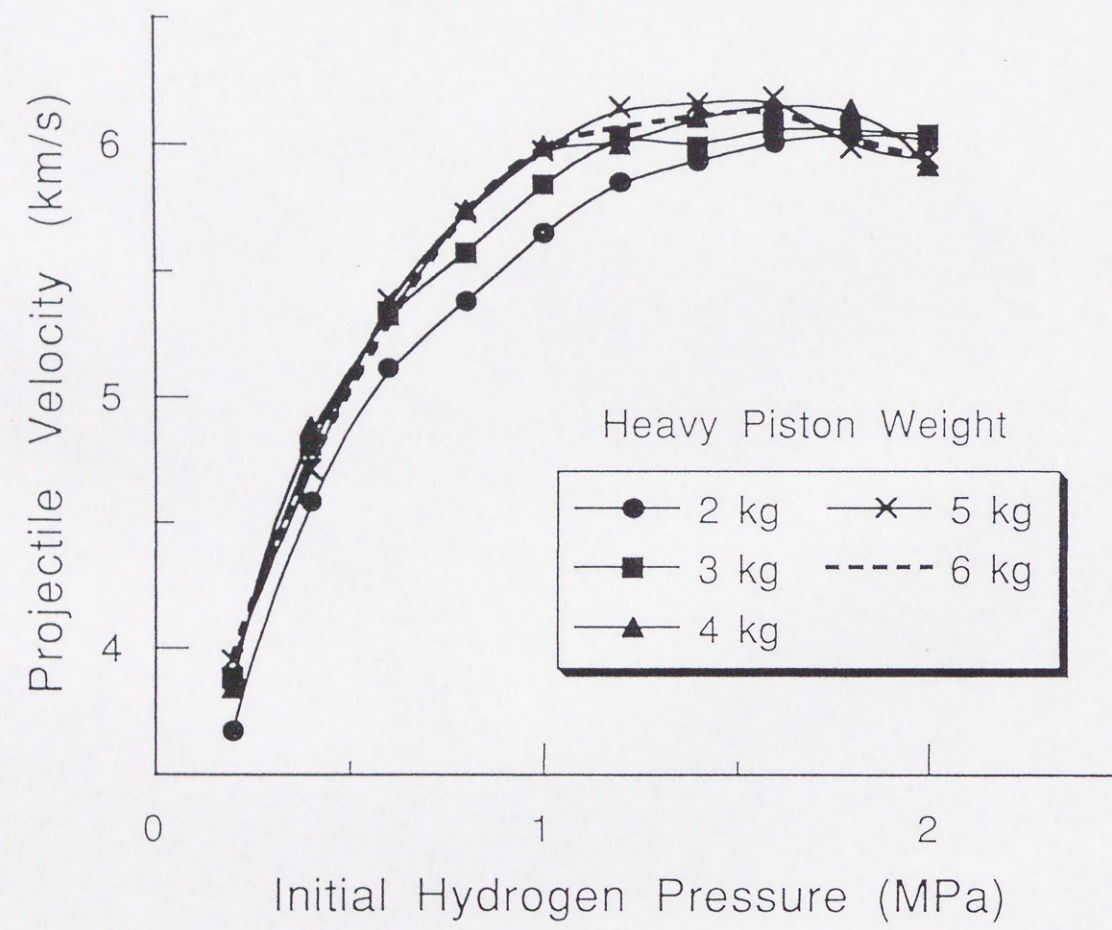


図 2-5 数値計算により得られた装置の特性

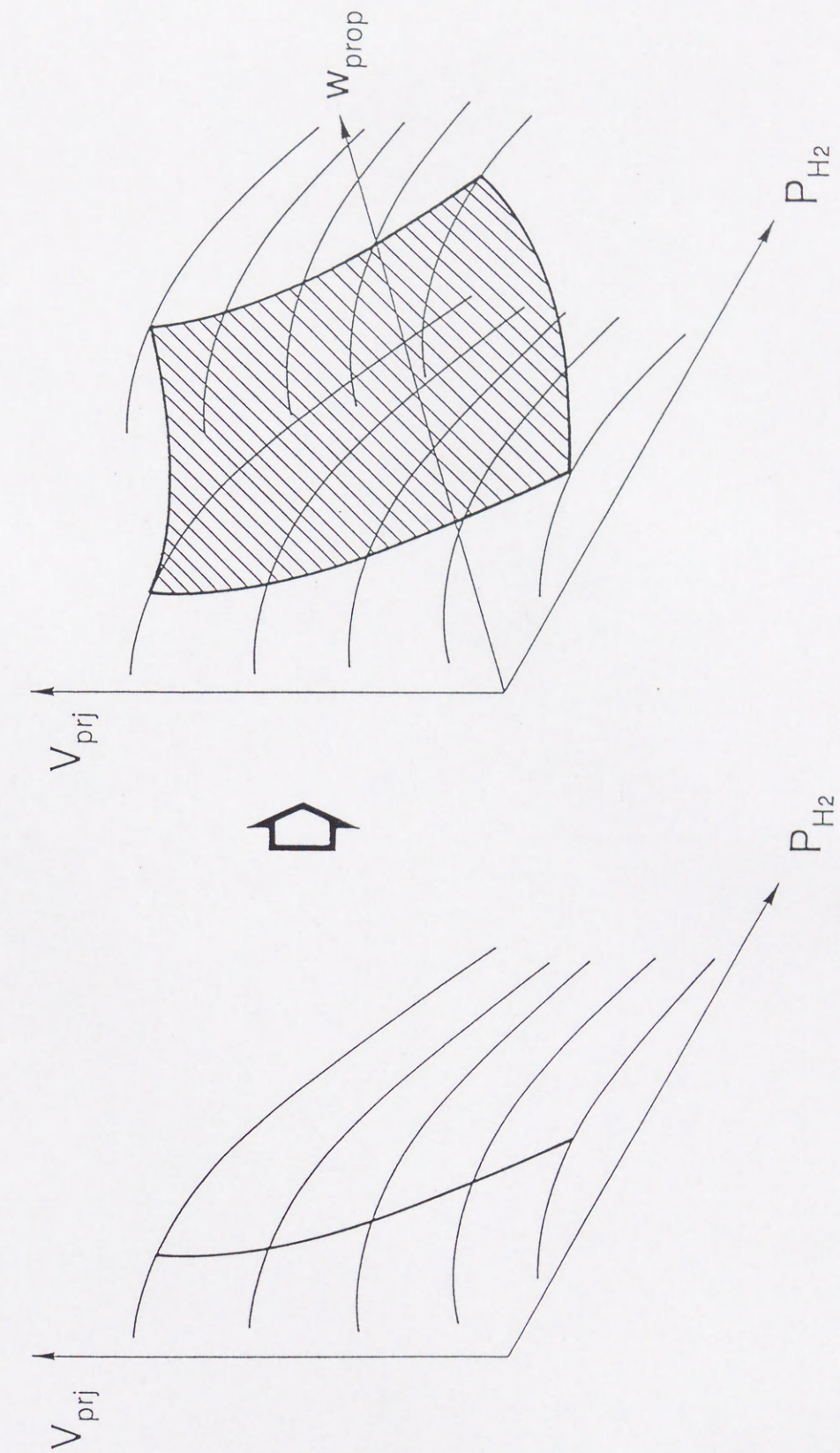


図 2-6 変動パラメータの数の増加に伴う最適作動条件存在領域の次元の増加

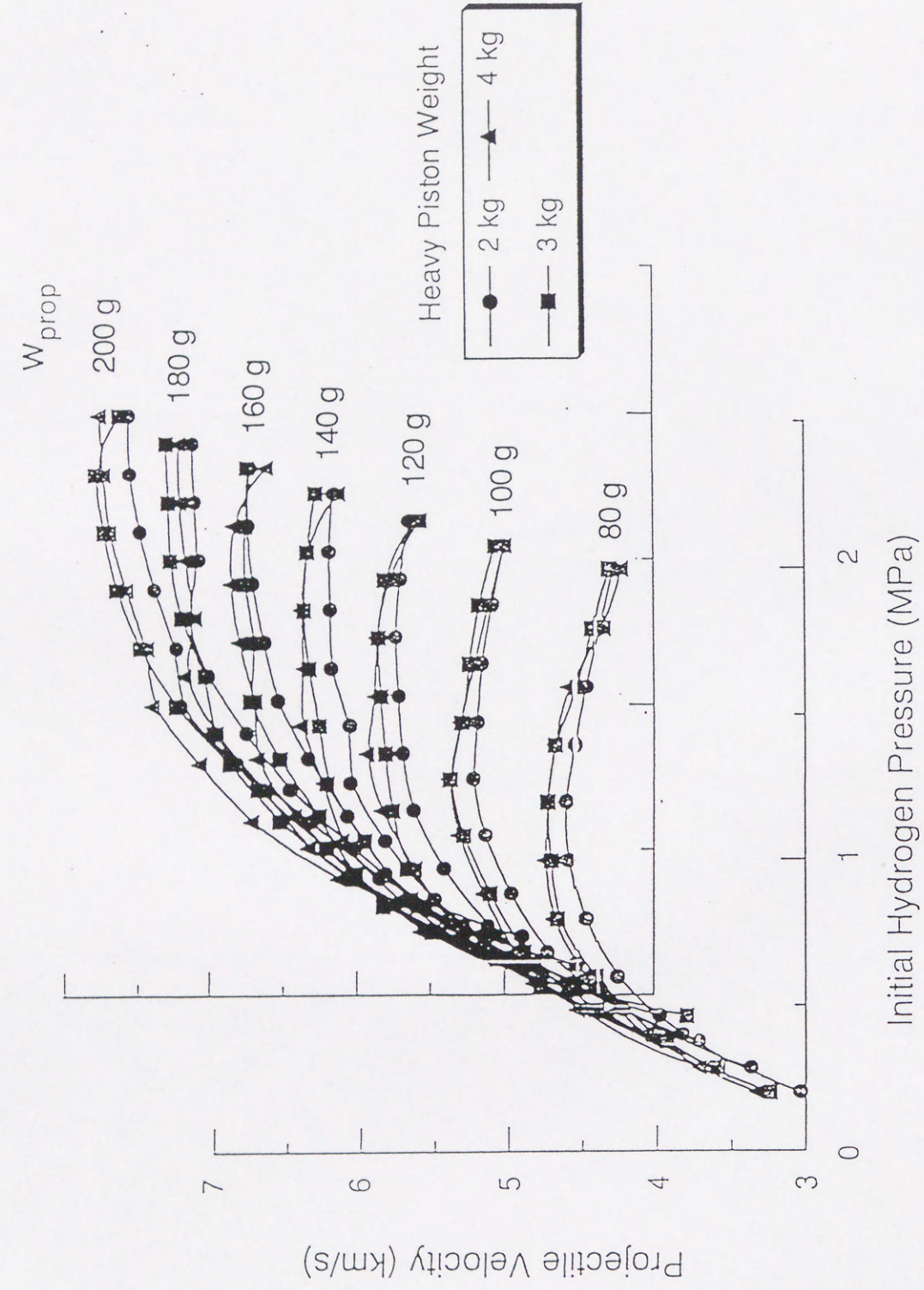


図 2-7 無煙火薬量を変えた時の特性 (隔膜破断圧力=60 MPa)

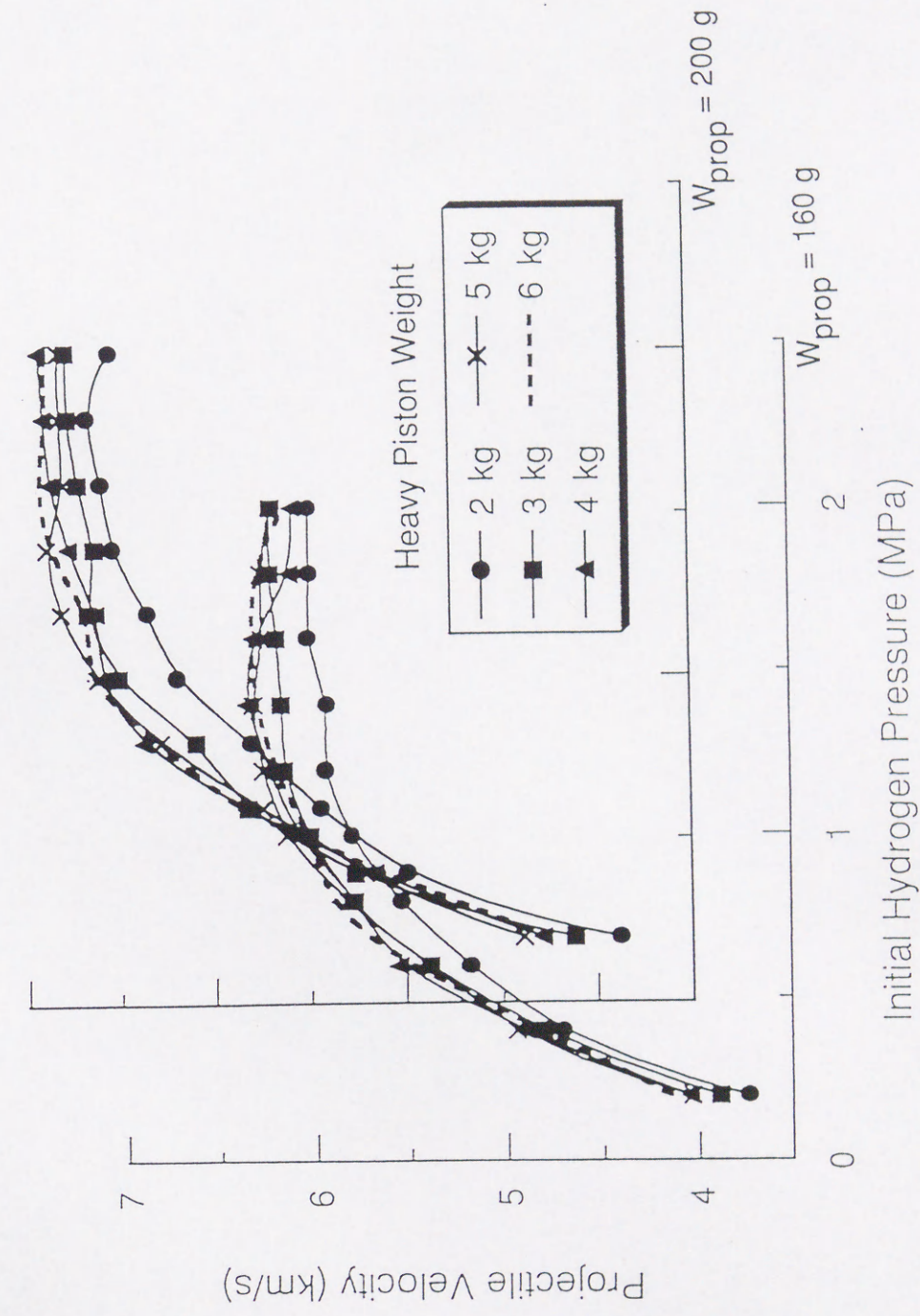


図 2-8 無煙火薬量を変えた時の特性 (隔膜破断圧力=100 MPa)

表 2-2 拘束条件

Projectile Weight (g)		4.9	5.5 7.1	10.1
Launch Tube	Inner Dia., D_L (mm)	13	15	17
	Length, L_L	Infinity		
Pump Tube	Inner Dia., D_p	4 D_L or 5 D_L		
	Length, L_p	60 D_p or 80 D_p		
Powder Weight		1 Case		

表 2-3 装置の仕様

Launch Tube	Inner Diameter	15 mm
	Length	5 m
Pump Tube	Inner Diameter	100 mm
	Length	5 m
Powder Weight		800 g
Diaphragm Rupturing Pressure		60 MPa

表 2-4 飛行体速度の比較

Heavy Piston Weight (kg)	Initial Hydrogen Pressure (MPa)	Projectile Velocity (km/s)	
4	0.5	7.28	
	1.0	7.75	
	2.0	7.06	
6	0.5	7.99	
	1.0	8.29	(a)
	2.0	7.39	
8	0.5	8.45	(b)
	1.0	8.65	(c)
	2.0	7.28	
10	0.5	8.45	(d)
	1.0	8.65	(e)
	2.0	7.28	

表 2-5 最大加速度の比較

Conditions	Maximum Acceleration ($\times 10^4 \text{ km/s}^2$)
(a)	3.82
(b)	4.80
(c)	3.31
(d)	4.32
(e)	3.98

表 2-6 最適パラメータ

Heavy Piston Weight (kg)	Initial Hydrogen Pressure (MPa)
6	1.0
8	1.0

表 2-7 発射管内径を変えた場合の結果

Operating Conditions	Launch Tube i.d. (mm)	Projectile Velocity (km/s)
I	13	8.34
	17	7.30
II	13	8.78
	17	7.65

表 2-8 飛行体重量を変えた場合の結果 (発射管内径=15 mm)

L/D	Projectile Weight (g)	Projectile Velocity (km/s)
2.0	7.1	8.26
1.5	5.5	8.85

表 2-9 予測性能

Launch Tube i.d. (mm)	Projectile Weight (g)	Projectile Velocity (km/s)
13	4.9	8.78
15	5.5 (L/D = 1.5)	8.84
	6.0	8.65
	7.1 (L/D = 2.0)	8.26
17	10.1	7.65

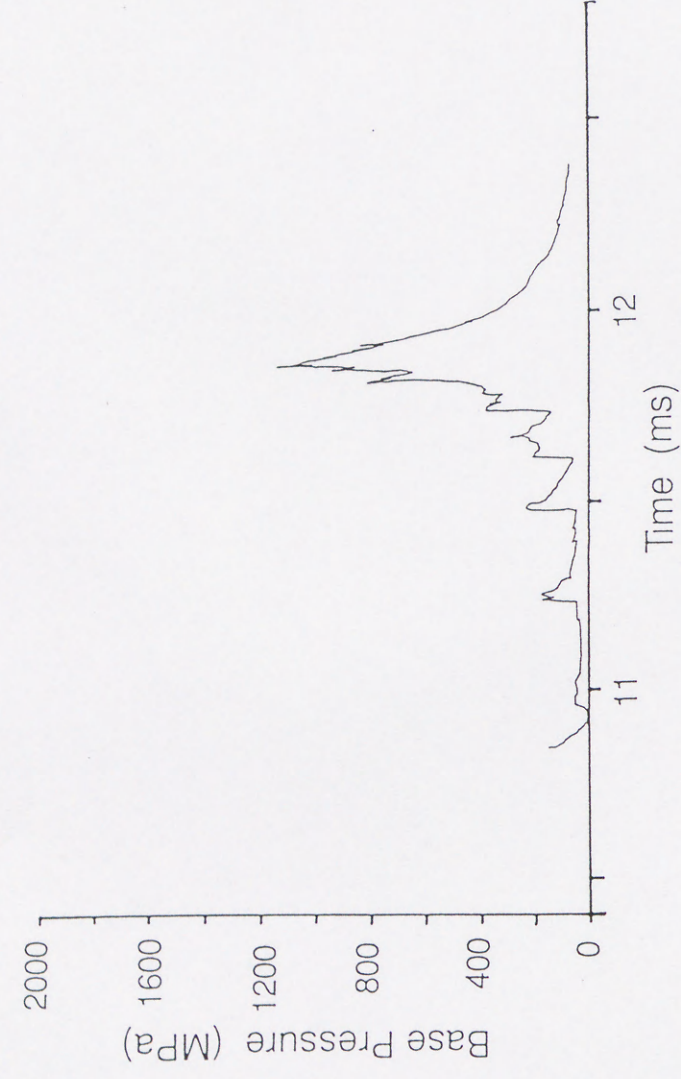


図 2-9 (a) 飛行体背面の圧力変化 (口径15 mm, $L/D=1.5$)

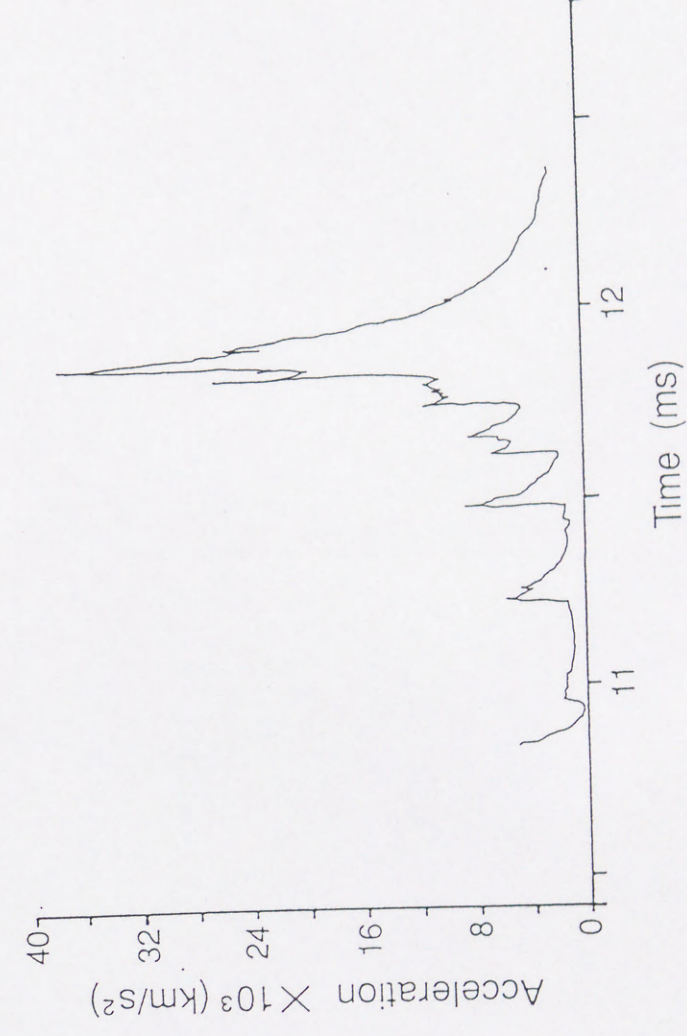


図 2-9 (b) 飛行体加速度の時間履歴 (口径15 mm, $L/D=1.5$)

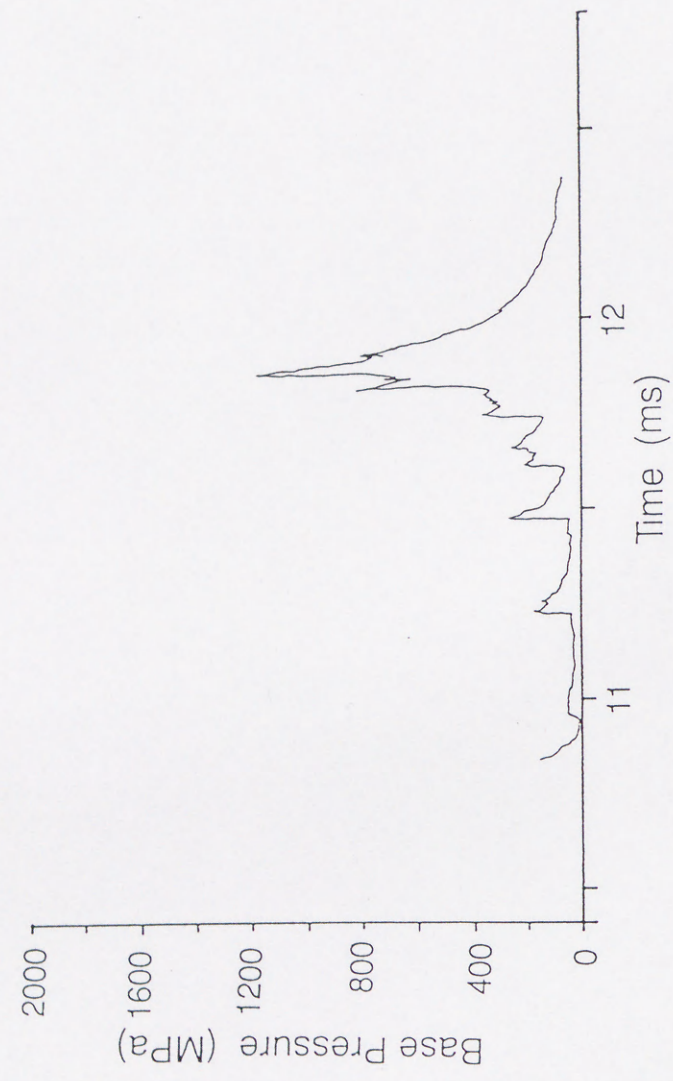


図 2-1 0 (a) 飛行体背面の圧力変化 (口径15 mm, Projectile Weight=6 g)

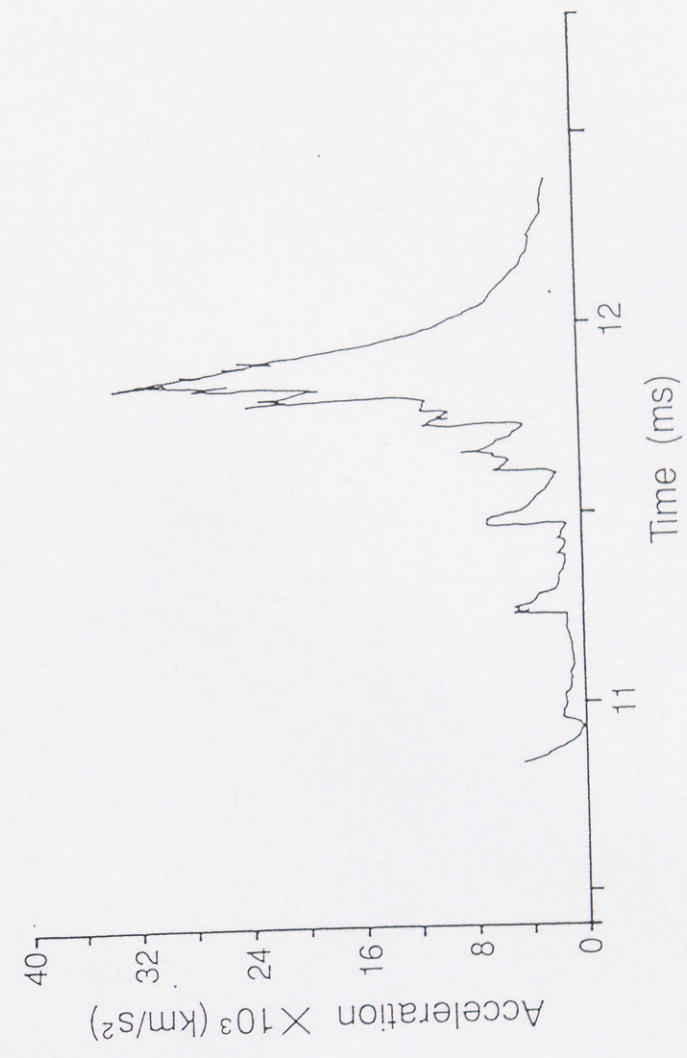


図 2-1 0 (b) 飛行体加速度の時間履歴 (口径15 mm, Projectile Weight=6 g)

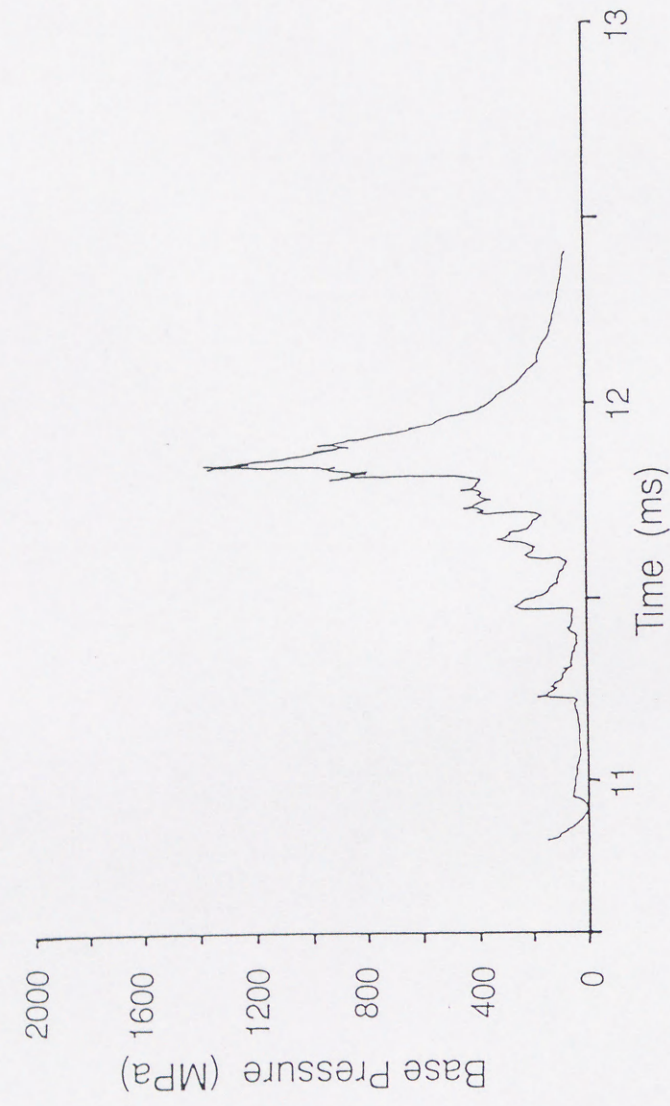


図 2-1 0 (c) 飛行体背面の圧力変化 (口径15 mm, Projectile Weight=7.1 g)

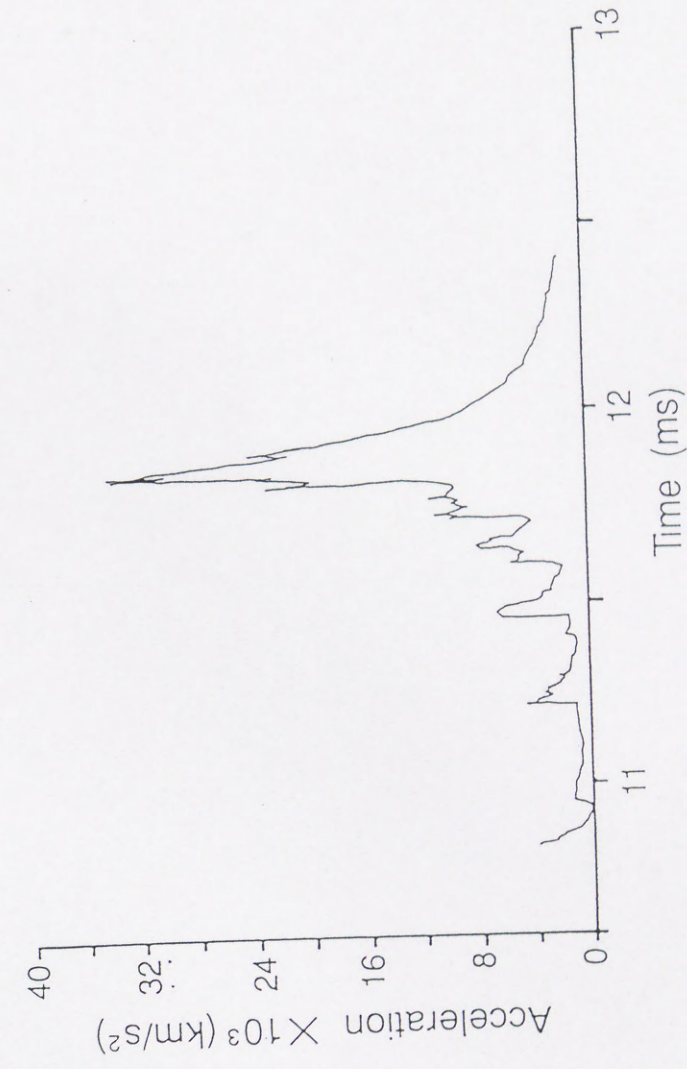


図 2-1 0 (d) 飛行体加速度の時間履歴 (口径15 mm, Projectile Weight=7.1 g)

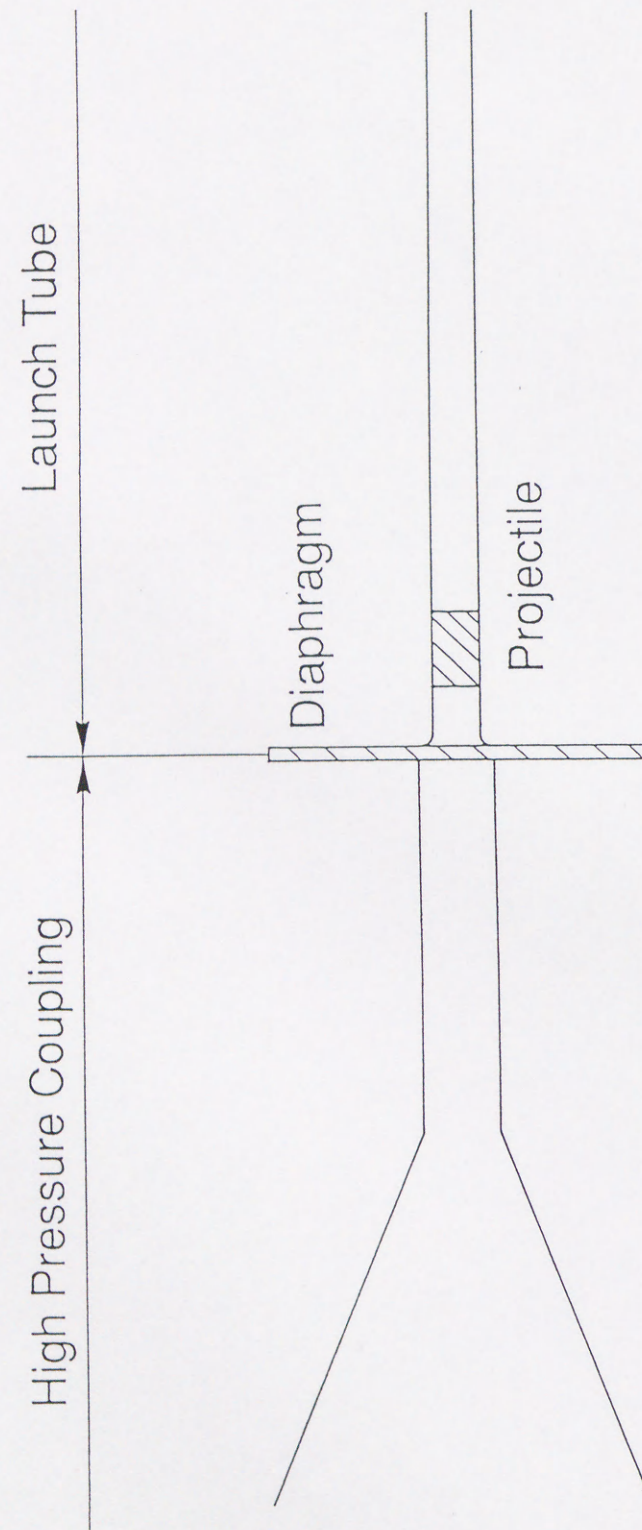
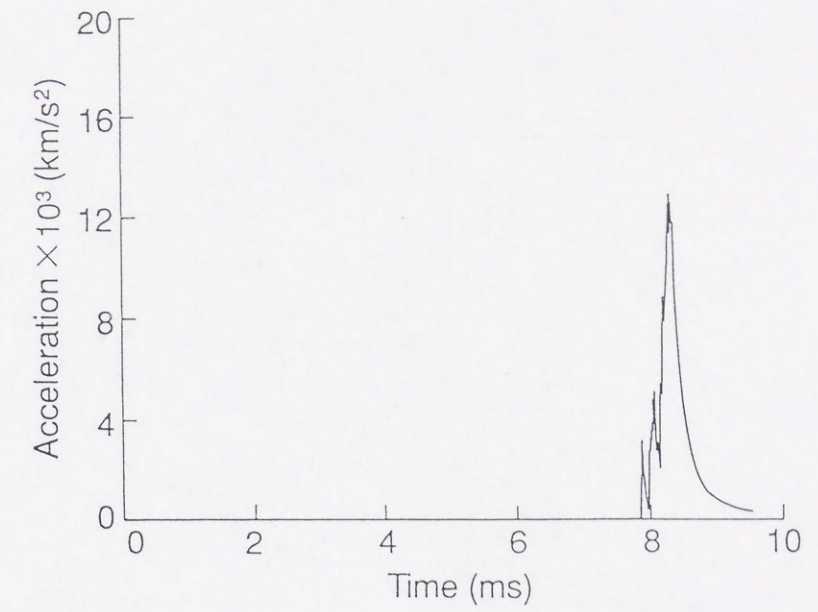


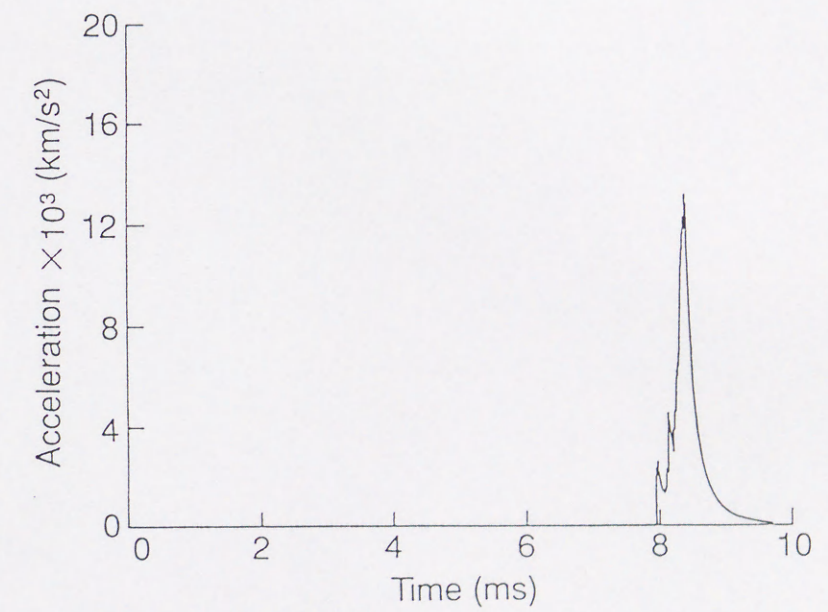
図 2-1 1 高圧カップリングにつづく高圧保持直管部の概略

表 2-1 0 数値計算において一定値として扱った諸量

Diaphragm Rupturing Pressure (MPa)	Projectile Weight (g)	Initial Pressure of Test Section (Pa)
60	4	10



(a) 高圧保持直管部長さ : 50 mm



(b) 高圧保持直管部長さ : 300 mm

図 2-1 2 飛行体の加速度履歴の比較

第3章 高速飛行体発射装置の実験・計測技術

1. 緒言

火薬銃内の飛行体の加速過程を、速度干渉計(VISAR)を用いて高い精度で計測する方法を述べ、飛行体の初期加速および射出速度に及ぼす隔膜の影響を明らかにした。その結果、飛行体を効果的に加速するための隔膜の適切な選択について指針を得た。また、高速飛行体まわりの流れの定量計測を目的に、超音速飛行体まわりの流れをホログラフィー干渉計により可視化した。さらに、実験結果との定量的な比較を目指し、TVD差分法で超音速飛行体まわりの流れを数値シミュレーションした。

2. レーザー速度干渉計

2.1 速度干渉計の原理

VISARの原理について説明するために、一般的な速度干渉計の概略を図3-1に示す[1, 2]。光源のレーザー光がM1で反射され試料表面に入射し、その表面からの反射光をビームスプリッター(BS1)で二つの光路に分ける。すなわち、レーザー光を、BS1、BS2を経て光電子増倍管(PM)に達する光路とBS1よりM2、M3、BS2を経て光電子増倍管(PM)に到達する光路に分離し、BS2でその分離した光を重ね合わせて干渉させる。このような干渉計を速度干渉計という。以下にその測定原理について述べる。

試料表面の変動で反射光はドップラー効果による変調を受ける。その

角周波数の変化 $\Delta\omega$ は、

$$\Delta\omega \equiv \omega' - \omega \approx \frac{2\omega V}{c} \quad (3.1)$$

と表せる。

ここに、試料表面の速度を V 、光速を c および角振動数を ω とする。

BS1で分けられた二つの光路の光波は、それぞれ

$$I_1 = A_1 \exp \left[-i \left(\int \omega_0 + \Delta\omega(t) dt + \phi_0 \right) \right] \quad (3.2)$$

$$I_2 = A_2 \exp \left[-i \left(\int \omega_0 + \Delta\omega(t - \tau) dt + \phi_0 \right) \right] \quad (3.3)$$

ここに、 A 、 ϕ 、 ω_0 および $\Delta\omega(t)$ はそれぞれ、光波の振幅、位相の初期値、レーザー光の角振動数および時刻 t における角振動数のドップラー効果で変調された角振動数である。また、 τ は光路差により生じた遅延時間である。ここで $A_1 = A_2 = A$ とすると、二つの光を重ね合わせた光波は(3.1)~(3.3)式より、

$$\begin{aligned} I &= I_1 + I_2 \\ &= 2A \cos \left[\int \frac{\Delta\omega(t) - \Delta\omega(t - \tau)}{2} dt \right] \exp \left[-i \left\{ \int \frac{\omega_0 + \Delta\omega(t) + \Delta\omega(t - \tau)}{2} dt + \phi_0 \right\} \right] \end{aligned} \quad (3.4)$$

したがって、干渉光の強度 I は

$$I = 4A^2 \cos \left[\int \frac{\Delta\omega(t) - \Delta\omega(t - \tau)}{2} dt \right] = A^2 \left[1 + \cos \left\{ \int \Delta\omega(t) - \Delta\omega(t - \tau) dt \right\} \right] \quad (3.5)$$

(3.1)式より

$$\Delta\omega(t) - \Delta\omega(t-\tau) = \frac{2\omega_0}{c} [V(t) - V(t-\tau)] \equiv \frac{2\omega_0\tau}{c} \frac{dV(t)}{dt} \quad (3.6)$$

したがって、(3.5)式は

$$I\bar{I} = A^2 \left[1 + \cos \left\{ \frac{2\omega_0\tau}{c} \frac{dV(t)}{dt} \right\} \right] = A^2 \left[1 + \cos \left(\frac{2\omega_0\tau}{c} V + \phi_0 \right) \right] \quad (3.7)$$

この関係より、 $I\bar{I}$ の余弦関数部分の位相と、試料表面の速度 V に線型関係があることがわかる。よって、ある時刻 t における干渉光の位相の変化、あるいは干渉縞次数 $F(t)$ を求めれば、それに比例する速度 $V(t-\tau/2)$ がわかる。

$$V(t-\tau/2) = \frac{\lambda}{2\tau} F(t) \quad (3.8)$$

ここに、 $t-\tau/2$ は、時刻 t の光と遅延した $t-\tau$ の光が干渉するので、その時間平均値を意味する。

2.2 VISAR

VISARは、図1に示す従来の速度干渉計にWAMI(Wide-Angle Michelson Interferometer)[1,3]を光学系に取り入れ、空間的可干渉性に欠いた光に対しても計測可能となる様、工夫したものである。測定原理は、従来の速度干渉計と同じであるので、速度は(3.8)式の関係より求めることになる。この式は位相を時間変化と対応させて解析すれば、速度も連続的に求めることができることを示している。図3-2

にVISARの概略を示す。

光源のレーザー光は、ホールミラー(M2)を通過して測定部に導入され、鏡(M1)で飛行体に向けられる。飛行体表面で拡散反射された光は、テレスコープを通過して集光される。集光された光はビームスプリッター(BS1)の前に備え付けてある偏向板を通過し、振動面が45度に傾く光に偏向される。BS1で反射した光は、散乱光の強度変化を検出する光電子増倍管(PM1)に入射される。飛行体が移動すると反射光の強度も変化するので、光の強度信号の変化を常に計測する必要がある。

BS1を透過した光は、BS2で2つの光路に分けられる。すなわち、鏡(M3)で反射される光路と四分の一波長板と、WAMIで使用されていたエタロンを透過して鏡(M4)で反射される光路である。四分の一波長板は、光のS成分に対してP成分の位相を90度変えるために、またエタロンは、シュリーレン級の光学ガラスで作られていて、光のコントラストを低下させることなく光を遅延させるために挿入されている。BS2で分けられた2つの光は再びBS2で重なり合い、その光は偏向ビームスプリッター(BS3)でS成分とP成分の光に分られ、それぞれPM2とPM3で検出する。PM2とPM3で測定した光の強度変化をPM1で測定した光の強度で補正する。干渉信号の例を図3-3に示す。干渉光の強度変化は、最大値・最小値近傍で強度に対して計測される位相の精度が低下する。そこで、1つの信号だけから速度を求めるばかりでなく、位相の異なる2つの信号を交互に用いて補完し合い、測定精度を向上させている。また、2つの信号を用いることにより、図3-3に示したように加速・減速の識別ができるという特徴をもつ[1]。過去に、二段式軽ガス銃内部の飛行体速度計測[6]や電磁加速器内の飛行体速度計測[7]などへの応用研究が報告されている[4-8]。

3. 実験装置および方法

3. 1 一段式火薬銃

本研究で用いた、一段式火薬銃の概略を図3-4に示す。装置は、火薬室、ランチチューブ（口径15 mm、長さ1.1 m）、速度計測部、自由飛行部（内径 100 mm、長さ1 m）、および観測部から成る。無煙火薬2~10 gを推薬に用いる。ランチチューブ出口部分にはコイルピックアップを取り付け、磁気誘導法により、飛行体の速度を計測する。飛行体は、円筒形状の超高分子量ポリエチレンで、内部には速度計測用に小さな磁石が埋め込まれており、重量は4 gである。また、飛行体の直径は、ランチチューブ内径より 0.1 mm大きくなるように機械加工され、火薬の燃焼により生じた気体が、飛行体の側面から漏れるのを防ぐ。飛行体の構造を図3-5に示す。火薬室とランチチューブの間には、種々な材質および厚さの金属製隔膜を置くことが可能で、無煙火薬薬量の増減だけでなく、破断圧の異なる隔膜を使い分けることにより、飛行体の射出速度を選択的に制御できる。

装置の中程にある自由飛行部は、観測部と速度計測部を連結するだけでなく、飛行体がランチチューブ内を加速する際、その前方に発生する衝撃波をすみやかに減衰させる、重要な役割を持つ[9-12]。そのため、自由飛行部に使用している円管の内径は、ランチチューブ口径の6.67倍の100 mmである。

図3-6に観測部の概略を示す。観測部には、アクリル樹脂製の窓（直径80 mm、厚さ20 mm）を取り付け、VISAR用の計測光を導入する。観測部は、また、両面を窓にすることで、ホログラフィー干渉計法など透過型の光学可視化計測にも対応可能である。平面鏡(80 mm × 80 mm)は微調整が可能なホルダーに接着され、1回のVISAR計測実験毎に飛行

体が衝突し破壊される。

3. 2 VISAR計測

図3-7は一段式火薬銃内部の飛行体速度計測用の光学系および計測系の概略である。光源にはアルゴンイオンレーザー(Spectra Physics, model 2030)を用いる。計測光は、光源から光ファイバーおよびコリメーターを介して、観測部へと導入される。一方、飛行体からの反射錯乱光は、コリメーターから光ファイバーを通して、VISAR本体へ導かれる。この、光ファイバーとコリメーターで構成される計測システムの利点は、実験に際して、計測する場所がVISAR本体の設置場所近くに限定されないこと、鏡やレンズ等、光学素子の数を極力減らすことで、初期設定段階での光軸調整が簡便なこと、そして光ファイバーの特性を生かし、ケーブルの配線の仕方によって、光路を任意に設定可能であること、さらに、最も優れた点は、通常の光学素子と高出力のレーザー光線により構成されるシステムにおいて起こる、失明などの事故の可能性が観測部近くのごく限られた場所を除いて、ほとんどないということである。

3. 3 ホログラフィー干渉計法

3. 3. 1 三次元ホログラフィー干渉計法

図3-8は高速飛行体まわりの流れの可視化に用いた、三次元ホログラフィー干渉計法[13-26]の光学系概略である。この三次元ホログラフィー技術によれば、ホログラフィーフィルム上に観測対象となる流れの三次元的な情報が完全な形で記録される。また再生操作により、三次元

流れの種々な方向からの観測が可能となる。光源には、ホログラフィー用ルビーレーザー (Apollo Lasers, Inc., Model 22HD) を使用し、飛行体速度計測用のコイルピックアップからの出力信号を発光のトリガー信号として用いた。

3. 3. 2 二次元ホログラフィー干渉計法

二次元ホログラフィー干渉計法 [10-12] は、イメージホログラフィー干渉計法とも呼ばれ、三次元のホログラフィー干渉計法比べ、一般に解像度の高い可視化計測が可能である。三次元の場合との違いは、物体光を拡散することなく用いること、また、レンズ系により現象がホログラフィーフィルム上で結像するよう、設定できることである。

4. 結果と考察

4. 1 VISARによる管内飛行体速度履歴の計測

火薬銃の射出速度計測法の中で、磁気誘導法は0.1 %程度の精度で、また最も手軽に飛行体の速度を計測できるものである [27]。ここでは、この方法とVISARによる速度計測を同時に行い射出速度を比較し、VISARによる射出速度計測の妥当性を検証した。無煙火薬の薬量を6 g および10 g とし、厚さ1.0 mm のアルミ隔膜を用いて同一初期条件の下で繰り返し実験を行い、磁気誘導法とVISARで計測された結果を表3-1に示す。磁気誘導法とVISARで得た射出速度はいずれも再現性が良く、また、2つの計測結果は±3 %の誤差の範囲内で一致した。

図3-9に、表3-1の実験においてVISARで計測した、飛行体のランチチューブ内部の速度履歴を示す。ここに示す速度履歴は計測された

波形の位相変化を読みとり、2節の(3.8)式より得られたもので、一つの速度履歴に約250のデータ点がある。その結果、射出速度のばらつきは高々4 %で、速度履歴の再現性も良い。なお、本実験における(3.8)式中の定数部分の値は $\lambda/2\tau = 236 \text{ m/s/fringe}$ 、また時間分解能は4 μs である。

次に、火薬銃の性能を決める重要なパラメータとなる無煙火薬の薬量と隔膜の材質、厚さを選び、これらを変えることにより、飛行体の速度履歴にどのような影響を及ぼすかについて実験的に明らかにする。

薬量を6 gと一定にし、隔膜の材質、厚さを変えたときの速度履歴を図3-10に示す。隔膜の破断圧が大きくなるほど、飛行体の射出速度が増加することがわかる。厚さ1.0 mm および0.5 mmの銅製隔膜は、隔膜なしと比較して、射出速度がそれぞれ約41 %および約9 %向上する。これは、飛行体背後の燃焼ガスの圧力を高く保持したほうが、飛行体の初期加速を高めることができるためである。すなわち、飛行体を効果的に加速するためには、薬量に応じた最適な隔膜の厚さが存在することを示している。しかし、本実験結果だけでは、飛行体を効果的に加速できる隔膜の破断圧および材料特性を断定することは難しく、今後この点を十分検討する必要がある。また、隔膜なしの場合と、厚さ1 mmアルミを用いた場合の射出速度は等しいが、速度履歴は著しく異なる。すなわち、火薬銃における飛行体加速過程の解析には射出速度だけでは不十分で、速度履歴を調べる必要性があるといえる。

図3-11～13にそれぞれ隔膜を一定にして、薬量を2 gから10 gまで変えたときの飛行体速度履歴を示す。図3-11～13の隔膜はそれぞれ厚さが0.5 mmの銅、厚さが1.0 mmのアルミおよび隔膜なしの3種類である。

図3-13の隔膜なしは、6 gまで薬量を増しても初期加速がほとんど増加しないことが確認される。隔膜がない場合、飛行体背後の燃焼ガ

スの圧力が最大になるのは、飛行体がある程度加速された後であり、その最大値も隔膜を用いた場合よりも小さいと考えられる。

図3-12のアルミ製隔膜も、隔膜なしと同様に薬量を増しても初期加速があまり向上されないが、初期加速は隔膜なしに比して大きくなる。しかし、どの薬量に対してもアルミ製隔膜では燃焼ガスの圧力を十分保持することができず、効果的に飛行体を加速していない。

図3-11の0.5 mm銅製隔膜は、他の二つと比較して初期加速が増加するため、射出速度も向上する。隔膜なしと比較して、薬量が2 gのとき27 %、4 gのとき48 %および6 gのとき9 %の速度増加が確認された。薬量10 g、0.5 mm銅隔膜のとき、初期加速は大きいですが、射出速度は隔膜がないときよりも低かった。これは、装置の制約上、火薬室内部の圧力がある値以上には保持できないためである。火薬室をより高圧に保持できれば、初期加速が大きいので射出速度が向上することが予想される。本実験では、飛行体射出速度が比較的低く、飛行体自身の変形・破壊等の影響を受けない範囲なので、初期加速を高めるほど高い射出速度が得られた。

VISARによる計測技術は高速飛行体発射装置の作動特性に関する実験的な解明に有効な手段であり、今後は、非定常の気体力学に強く支配されている二段式軽ガス銃における飛行体の加速過程の解明にも適用できると期待される。

4. 2 超音速飛行体の可視化実験

図3-14に、高速飛行体まわりの流れの可視化に用いた、三次元ホログラフィー干渉計法の光学系を示す。光源には、ホログラフィー用ルビーレーザー(Apollo Lasers, Inc., Model 22HD)を使用し、飛行体速度計測用のコイルピックアップからの出力信号を発光のトリガー信

号として用いた。図3-4に示す一段式火薬銃を用いて、大気圧状態の観測部へ飛行体を打ち出し、まわりの流れを可視化した。図3-15は、一回露光のホログラフィー干渉計法により撮影したフィルムを再生した写真である。磁気誘導法により得られた飛行体の射出速度は、769 m/sである。飛行体前方の離脱衝撃波、後縁から発生する膨張波の存在が認められるが、流れ場の密度変化の傾向をここから読み取ることは難しい。そこで、撮影法を二回露光として、可視化実験を行った。図3-16が得られた結果で、飛行体の射出速度は741 m/sである。飛行体前方の離脱衝撃波および後縁に発生する膨張波に加え、飛行体背後には後流の存在が確認できる。一回露光により得られる写真との決定的な違いは、波面の形状のみが記録されるだけでなく、流れ場全体の密度変化の傾向が干渉縞により示される点である。離脱衝撃波背後と飛行体前面の間の領域では、干渉縞が集積し、この部分で流れの密度が大きくなっていることがわかる。また、飛行体背後の後流は、限られた領域に存在することも明瞭に示されている。しかしながら、この写真の飛行体まわりの流れは、純粋な意味で静止気体中を超音速で飛行する物体まわりの流れではない。なぜなら、飛行体まわりの流れは、図中に見られる、先行衝撃波の存在により影響を受けているからである。この先行衝撃波は、飛行体がランチチューブを加速する際に発生するもので、ランチチューブ出口から放出された後、ほとんど減衰せずに、観測部に達したと考えられる。この状況を改善するため、ランチチューブ出口と観測部の間の距離を大きく取り、さらに衝撃波がすみやかに減衰するよう、ランチチューブの口径に比べ内径を大きくした、延長管を用いることとした。また、三次元的な流れの情報をより多くホログラフィーフィルム上に記録する目的で、観測部自体の改修を行った。

図3-17(a)および(b)に改修前および後の観測部概略を示す。改修により、観測部の光が透過する方向の厚みは約47 %になり、一方、

観測窓の直径は150 mmから245 mmに拡大した。この改修により、図3-1.8に示すように、ホログラフィーフィルムの位置と観測窓の間の距離 L が小さくなり、より現象に近づいた観測が可能となった他、フィルムに記録される三次元空間の立体角 ω を大きく取ることができる。

観測部形状の変更、および先行衝撃波減衰用の延長管の接続を行った、改修後の装置概略を図3-1.9に示す。この装置を用いて、再び三次元ホログラフィー干渉計法により、飛行体まわりの流れの可視化を行った。ただし、改修により観測窓の直径が拡大されたため、従来のように大気圧下での実験は不可能で、真空ポンプにより、観測部およびランチチューブの内部を20 kPa程度に減圧する。図3-2.0は、改修型の一段式火薬銃を用いて打ち出した飛行体まわりの流れを二回露光三次元ホログラフィー干渉計法で可視化した結果である。ランチチューブ出口での飛行体射出速度は838 m/s、前方の空気の初期圧力は24.8 kPaである。先行衝撃波は視界から除去されており、延長管を接続した効果が得られたと考えられる。衝撃波の形状、後縁の膨張波および後流が明瞭に観察される。ただ、観測部が減圧された結果、大気圧状態で得られた写真のように、後流の内部構造の詳細までは可視化できていない。

4. 3 数値計算結果との比較

実験により得たホログラフィー干渉計法写真から、流れを定量的に計測する目的で、TVD差分法[28, 29]を用いた数値計算により飛行体まわりの流れを模擬した。図3-2.1に計算領域を示す。本数値計算では、静止している円柱のまわりに、軸対称の超音速一様流が存在する系を仮定し、支配方程式をEuler方程式として解いた。計算格子点数はカルテシアン座標系において、円柱の中心軸方向に400点、半径方向に200点である。飛行体のまわりに生ずる流れは、模式的に図3-2.2のように

なる。衝撃波背後の後流部分でおこる、はく離した流れの再圧縮と後流衝撃波の形成過程、また飛行体後縁近傍での渦の生成を模擬するため計算領域を2つに分割し、初期値として、円柱まわりの領域1に超音速の一様流を置き、円柱背後の領域2には、主流の約20 %の速度成分を与える。初期状態の主流の諸量は、表3-2のように設定する。境界条件として、飛行体には、固定壁反射条件を置き、計算領域の左右および上部境界には、流入・流出条件を置く。また、ある時間ステップにおける残差が目標値に達したところで、定常解と判断した。図3-2.3は数値計算の結果で、円柱まわりの流れの等密度線図をあらわしている。飛行体前方の離脱衝撃波、後縁の膨張波が良好に模擬されている。また、飛行体背後の後流部分には、はく離した流れの再圧縮と後流衝撃波の生成過程が捉えられており、本数値計算法により、円柱まわりの超音速流れ場の基本的な構造を解くことが可能であると考ええる。図3-2.4は、数値計算結果と実験結果の間で、より定量的な議論が行えるように、計算された流れの密度を、円柱の中心軸のまわりに積分し、ホログラフィー干渉計法による可視化写真と比較したものである。計算領域の設定の関係で、離脱衝撃波と計算領域の境界が交差する位置、図の破線AAで示した位置より右側では、密度の積分操作が不完全にしか行えないため、実験結果との比較は、AAの左側の部分に限定して行うことにする。離脱衝撃波と飛行体前面の間の距離に関して、良好な一致が見られ、この部分に存在する干渉縞の本数も一致している。一方、数値計算の離脱衝撃波の傾きは、実験結果より約12 %小さい。これは、実際の飛行体は僅かではあるが半径方向にしかも後方に向かって膨張する傾向を示すこと、また、本数値計算では、流れの粘性を考慮していないことなどに起因すると思われる。

4. 4 極超音速飛行体の可視化実験

将来的な極超音速飛行体まわりの流れの定量計測を目指し、一段式火薬銃を用いて射出した飛行体まわりの流れを、二次元ホログラフィー干渉計法で可視化した。図3-25に、二次元ホログラフィー干渉計法の光学系を示す。光源は、三次元のホログラフィー干渉計法と同様、ルビーレーザーを使用し、飛行体速度計測用のコイルピックアップからの出力信号を発光のトリガー信号として用いた。図3-26が再生後のホログラフィー写真である。飛行体の射出速度は1600 m/s、マッハ数4.7で、極超音速に近い速度が得られた。測定部の初期圧力は10.12 kPaである。飛行体前方の離脱衝撃波および後縁の膨張波に加え、飛行体背後には後流の存在も鮮明に確認できる。図3-18に比べ、離脱衝撃波の傾き角は小さく、また、飛行体のまわりほぼ全ての領域に干渉縞が認められる。飛行体背後の後流部分に観察される、上下対称な干渉縞は、この部分で流れのはく離再付着による衝撃波が生成されたことを示唆している。飛行体の姿勢は、移動軸方向に対して僅かに傾いているが、干渉縞の分布状況を見る限り、流れの対称性が極端に乱されている訳ではない。また、飛行体の形状は円筒形を保っていることが明瞭にわかり、二次元ホログラフィー干渉計法を今後、より高速な極超音速飛行体まわりの流れの可視化計測に適用することも、可能であると考えられる。

5. 結 言

高速飛行体発射装置の実験・計測技術として、VISARによる高速飛行体の管内速度履歴の計測法と、ホログラフィー干渉計法を用いた高速飛行体まわりの流れの可視化計測法の概要について述べ、これらの計測技術を一段式火薬銃を用いる実験に適用した。また、高速飛行体まわりの流れの定量計測手法開発の一環として、TVD差分法により、円柱まわりの超音速流れを数値計算し、実験で得られた可視化写真との比較を行った。得られた知見を以下に要約して示す。

- (1) VISARを用いた計測により、一段式火薬銃における飛行体の加速特性を実験的に明らかにした。
- (2) 三次元ホログラフィー干渉計法により、低圧静止空気中へ超音速で射出された飛行体まわりの流れを、鮮明に可視化することに成功した。
- (3) TVD差分法を用いた数値計算法により、超音速飛行体まわりの基本的な流れが模擬可能で、また、実験結果との対比により、よく検証できることが明らかとなった。
- (4) 二次元ホログラフィー干渉計法は、将来の極超音速飛行体まわりの流れの可視化手法としても、適用可能であることが示唆された。

文 献

- [1] L.M. Barker and R.E. Hollenbach : Laser Interferometer for Measuring High Velocities of Any Reflecting Surface, J. Appl. Phys., Vol.43, No.11 (1972), pp. 4669-4675.
- [2] L.M. Barker : Laser Interferometry in Shock-Wave Research, Exp. Mech., Vol.12 (1972), pp. 209-215.
- [3] R.L. Hilliard and G.G. Shepherd : Wide-Angle Michelson Interferometer for Measuring Doppler Line Widths, J. Opt. Soc. Am., Vol.56, No.3 (1966), pp. 362-369.
- [4] 松村知治, 佐宗章弘, 大内宏伸, 北島伸司, 高山和喜 : 日本機械学会第70期全国大会講演会講演論文集, Vol.C (1992), 180-182頁.
- [5] J.R. Asay : The Sandia National Laboratories Shock Thermodynamics Applied Research (STAR) Facility, SANDIA REPORT SAND81-1901 (1981).
- [6] D.E. Munson and R.P. May : Interior Ballistics of a Two-Stage Light Gas Gun Using Velocity Interferometry, AIAA J, Vol.14, No.2 (1976), pp. 235-242.
- [7] W.M. Isbell and M. Koops : Interferometric In-Bore Measurements of Electromagnetically-Launched Projectiles, Proc. 41st Aeroballistic Range Association Meeting, San Diego, CA (1990).
- [8] K. Takayama, T. Matsumura and H. Ohuchi : Measurement of a projectile motion inside a powder gun with VISAR system, Proc. 43rd Aeroballistic Range Association Meeting, Columbus, OH, Vol.2, No.29 (1992).
- [9] J. Lukasiewicz : Experimental Methods of HYPERSONICS, MARCEL DEKKER, INC., New York (1973), pp. 207-242.
- [10] R.N. Cox, Experimental Facilities for Hypersonic Research : Progress in AERONAUTICAL SCIENCES, Vol.3 (A. Ferri, D. Küchemann, L.H.G. Sterne ed.), Pergamon Press Ltd. (1962), pp. 137-178.
- [11] R.N. Cox and D.F.T. Winter : Recent Hyperballistics Research at A.R.D.E., HYPERSONIC FLOW (A.R. Collar and J. Tinkler ed.), BUTTERWORTHS SCIENTIFIC PUBLICATIONS, London (1960), pp. 111-152.
- [12] R.K. Lobb : Hypersonic Research at the Naval Ordnance Laboratory, HYPERSONIC FLOW (A.R. Collar and J. Tinkler ed.), BUTTERWORTHS SCIENTIFIC PUBLICATIONS, London (1960), pp. 45-87.
- [13] 原亘利 : 流れの可視化ハンドブック, 朝倉書店, 1991, 1333頁
- [14] 村田和美 : ホログラフィー入門, 朝倉書店, 1976.
- [15] 大越孝敬 : 三次元画像工学, 朝倉書店, 1991, 112-184頁.

- [16] 阿部晃久, 高山和喜 : 円管から放出される球状衝撃波背後の密度分布の計測とシミュレーション, 日本機械学会論文集 (B編), 第55巻511号 (1989), 733-740頁.
- [17] 阿部晃久 : 開放端から放出される衝撃波の回折とその背後の流れに関する研究, 東北大学大学院博士論文 (1991).
- [18] 松村知治, 佐藤裕久, 北島伸司, 小野寺収, 高山和喜 : 一段式ガス銃を用いた超音速弾道飛行に関する実験, 平成2年度衝撃波シンポジウム講演論文集 (1990), 563-566頁.
- [19] 松村知治, 北島伸司, 小野寺収, 高山和喜 : ガス銃を用いた弾道飛行に関する実験, 日本航空宇宙学会北部支部1991年講演会前刷集 (1991), 76-81頁.
- [20] 松村知治, 小野寺収, 高山和喜 : SWRC二段式軽ガス銃の特性について, 平成2年度宇宙輸送シンポジウム講演論文集 (1991), 93-99頁.
- [21] T. Matsumura, S. Kitashima, O. Onodera and K. Takayama : Recent aeroballistic range research program at SWRC, Proc. 42nd Aeroballistic Range Association Meeting, Adelaide, South Australia, No.9 (1991).
- [22] 高山和喜 : 衝撃波のおはなし, 日本規格協会, 1990.
- [23] K. Takayama : Holographic Interferometric Study of Shock Wave Propagating in Two-Phase Media, Proc. 16th Int. Symp. on Shock Tubes and Waves (1987), pp. 51-62.
- [24] 松村知治, 船橋茂久, 北島伸司, 高山和喜 : バリスティックレインジにおける高速飛行体まわりの流れの可視化実験, 平成3年度衝撃波シンポジウム講演論文集 (1992), 93-96頁.
- [25] 松村知治, 高山和喜 : バリスティックレインジにおける高速飛行体まわりの流れの可視化について, 1992年 (平成4年) 春季第39回応用物理学関係連合講演会講演予稿集, 第0分冊 (1992), 1212頁.
- [26] I.I. Glass, 高山和喜訳 : ショックウェイブ, 丸善, 1987.
- [27] 箕村茂 : 実験物理学講座18 超高圧, 共立出版, 1988.
- [28] A. Harten : High Resolution Schemes for Hyperbolic Conservation Laws, J. Comp. Phys., Vol.49 (1983), pp. 357-393.
- [29] P.L. Roe : Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors and Difference Scheme, J. Comp. Phys., Vol.43 (1981), pp. 357-372.

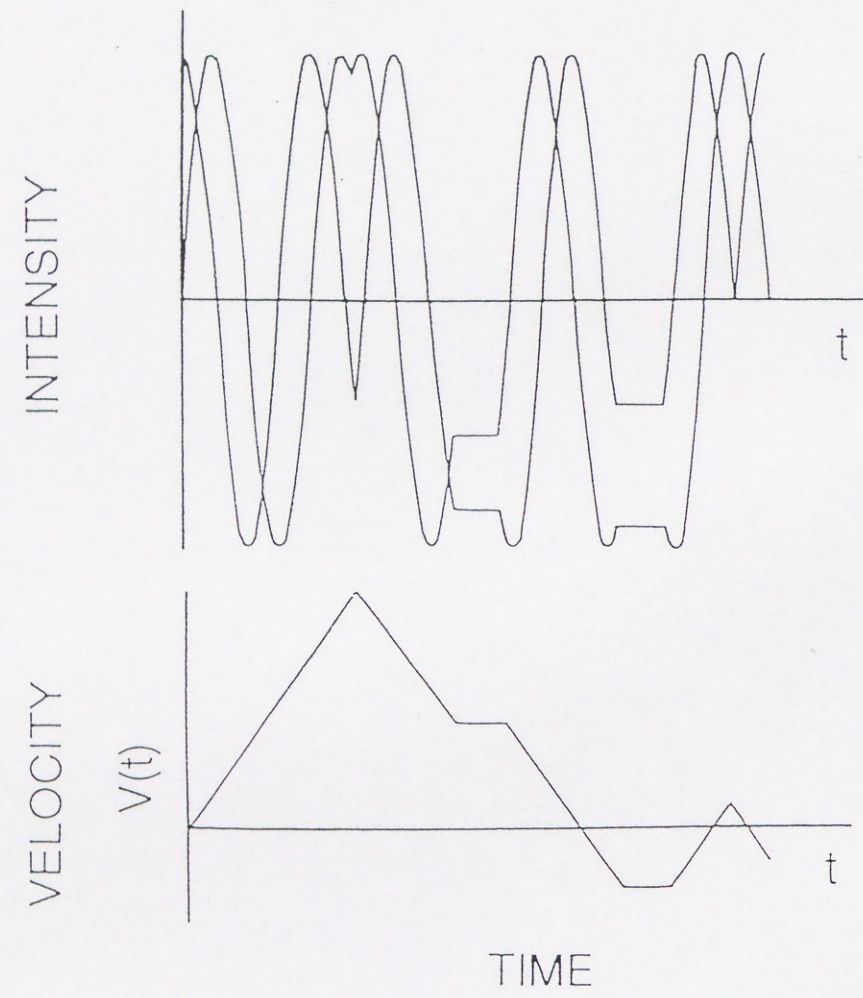


図 3-3 速度履歴の解析例

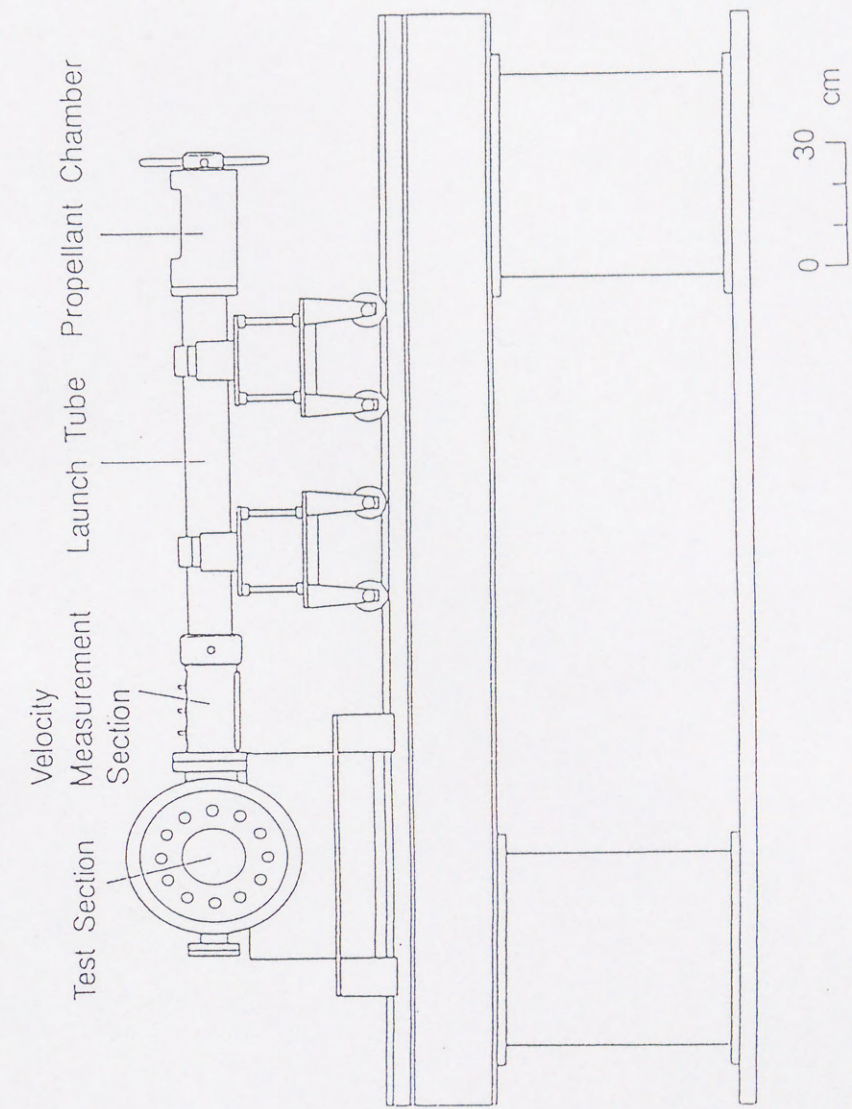


図 3-4 一段式火薬銃 (改修前)

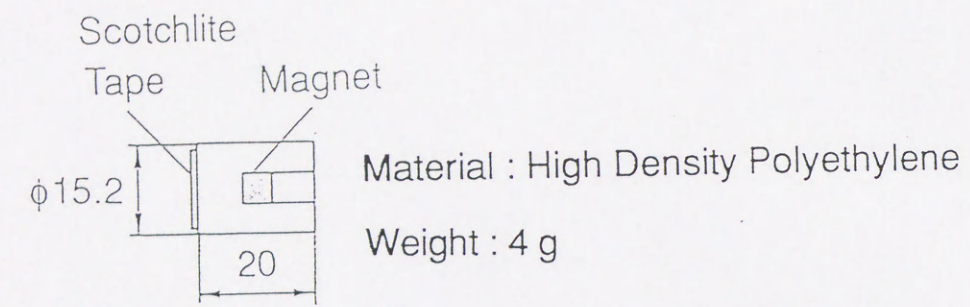


図 3-5 飛行体の構造

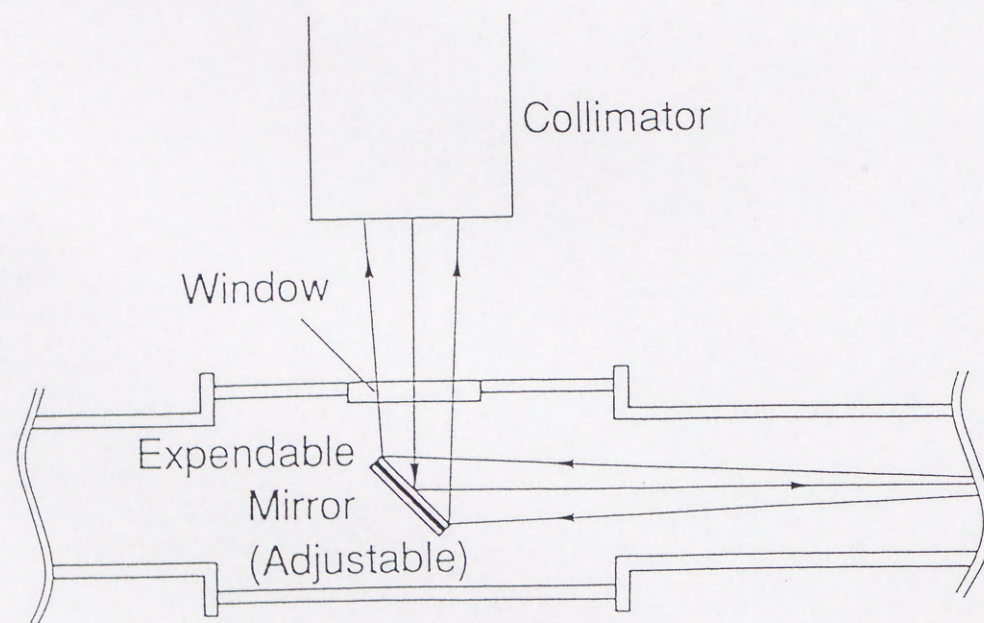


図 3-6 測定部概略

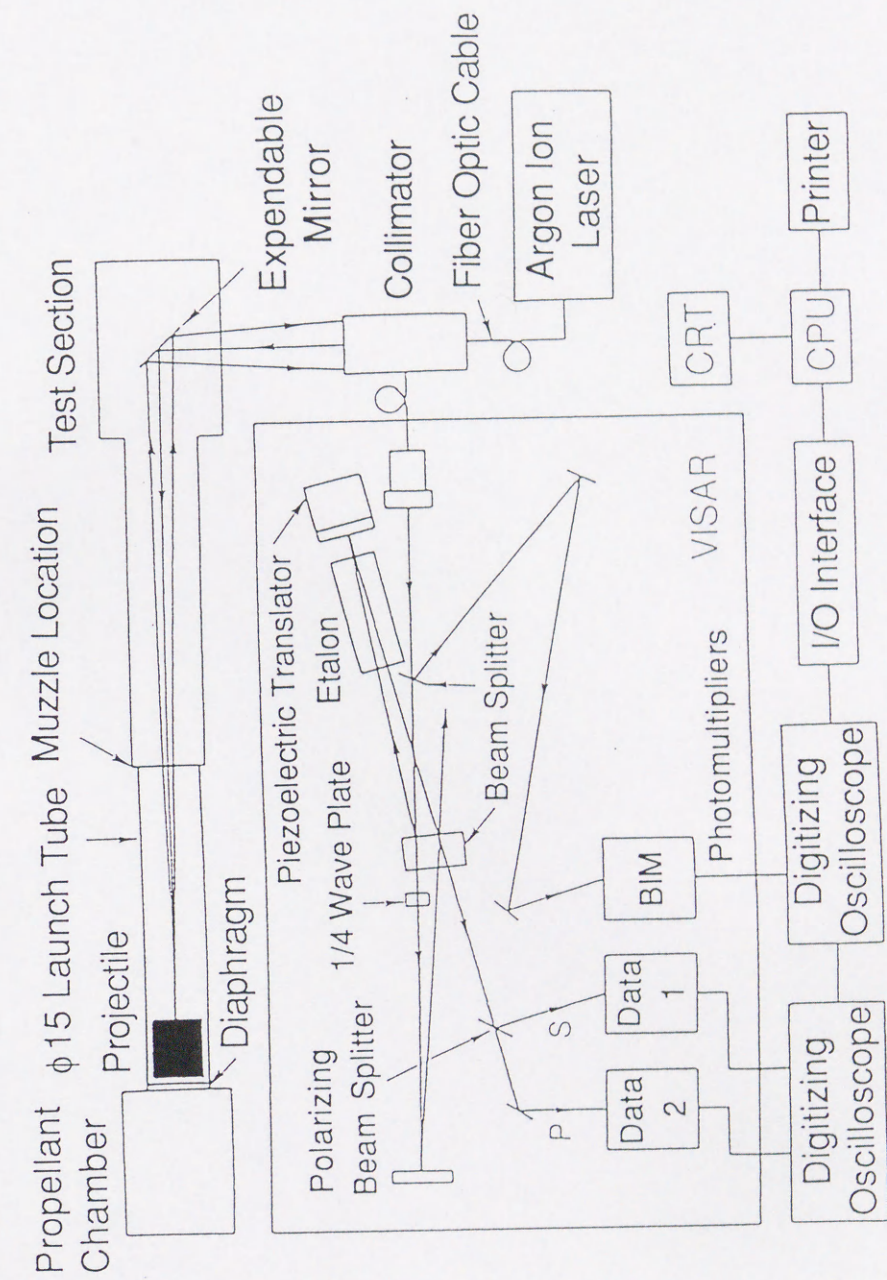


図 3-7 飛行体速度計測に用いた光学系および計測系概略

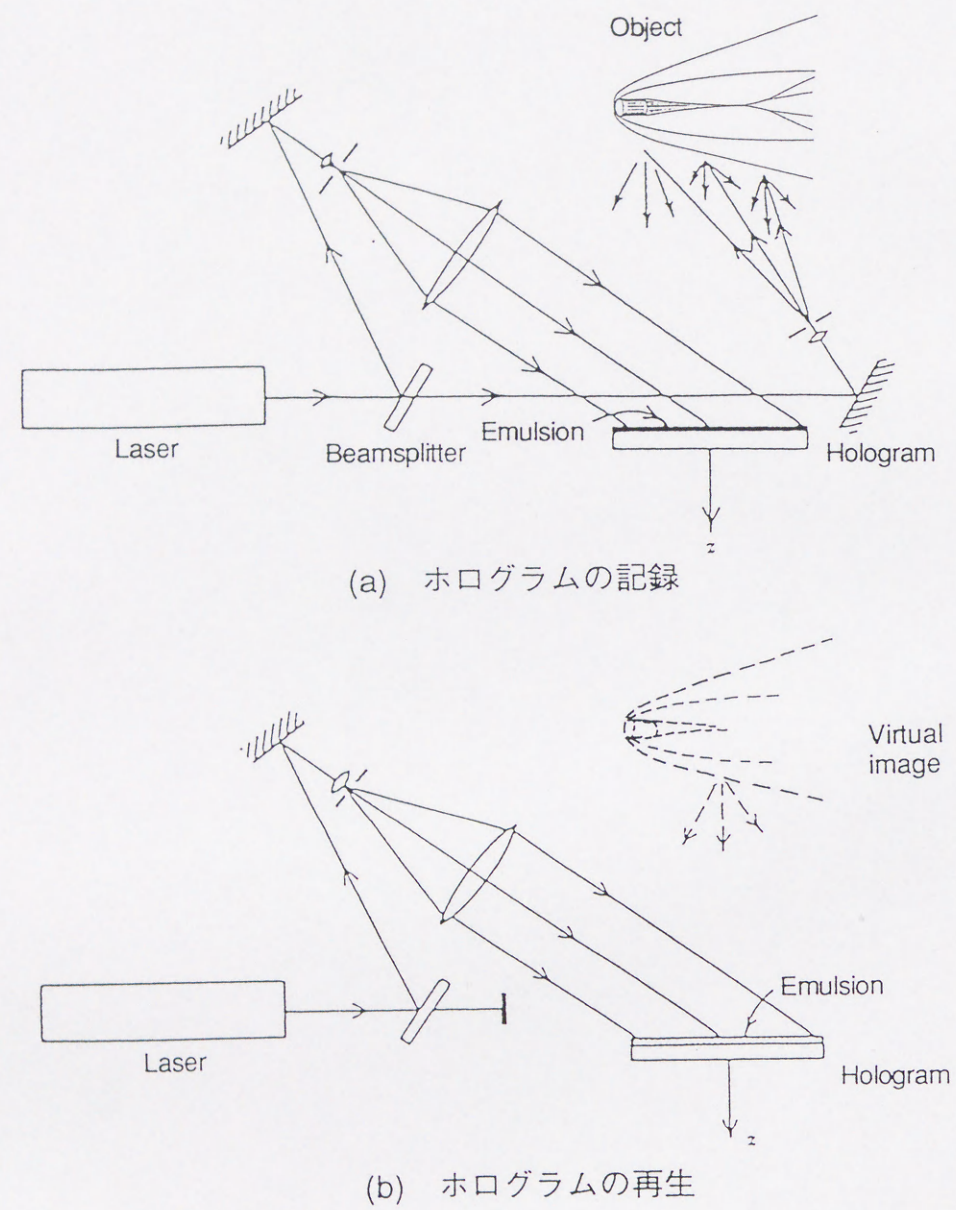


図3-8 三次元ホログラフィー干渉計法

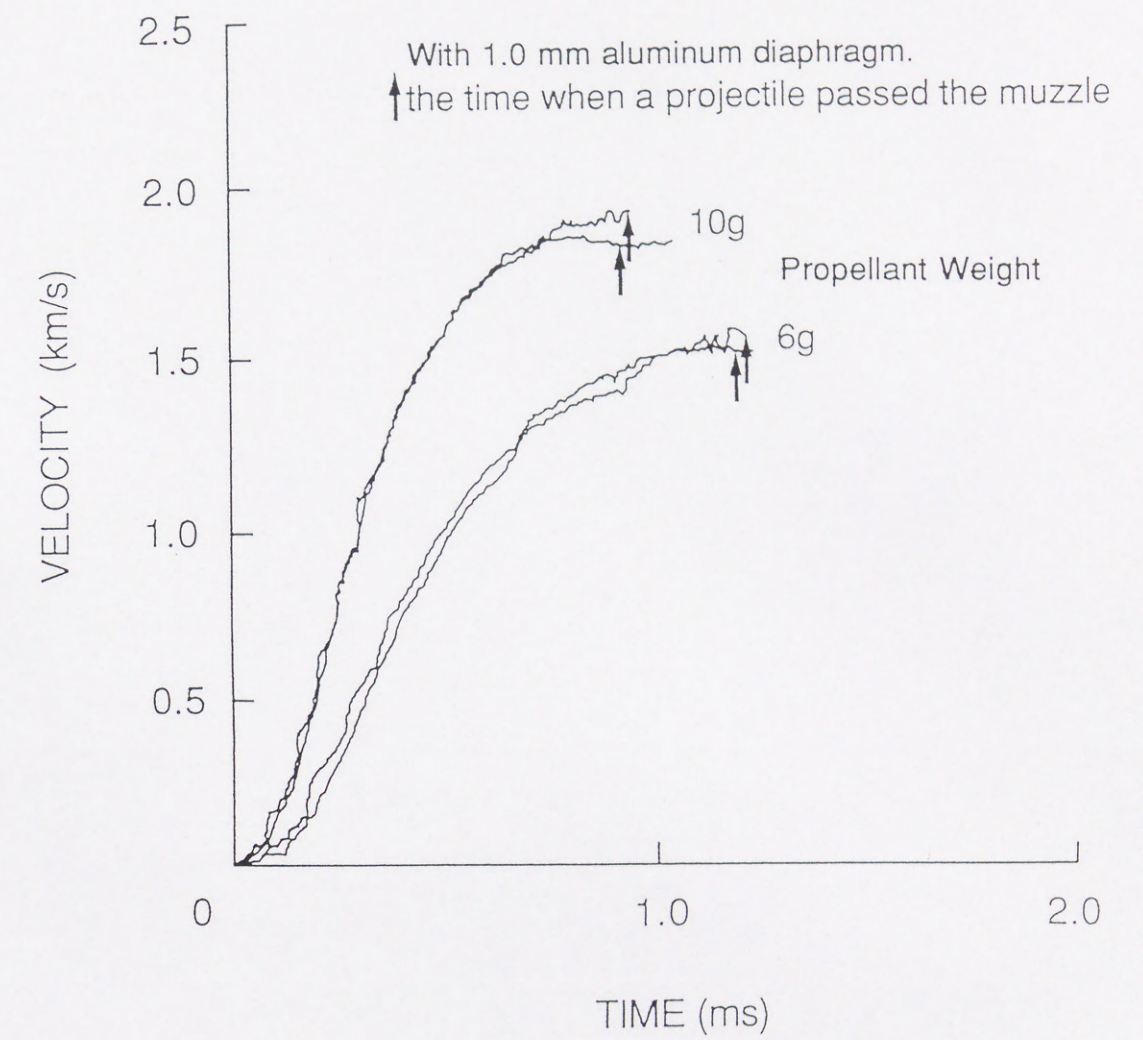


図3-9 速度履歴

表 3-1 速度計測結果

Propellant Weight (g)	VISAR (km/s)		Coil (km/s)	
	A	B	A	B
6	1.57	1.53	1.51	1.59
10	1.86	1.94	1.95	1.93

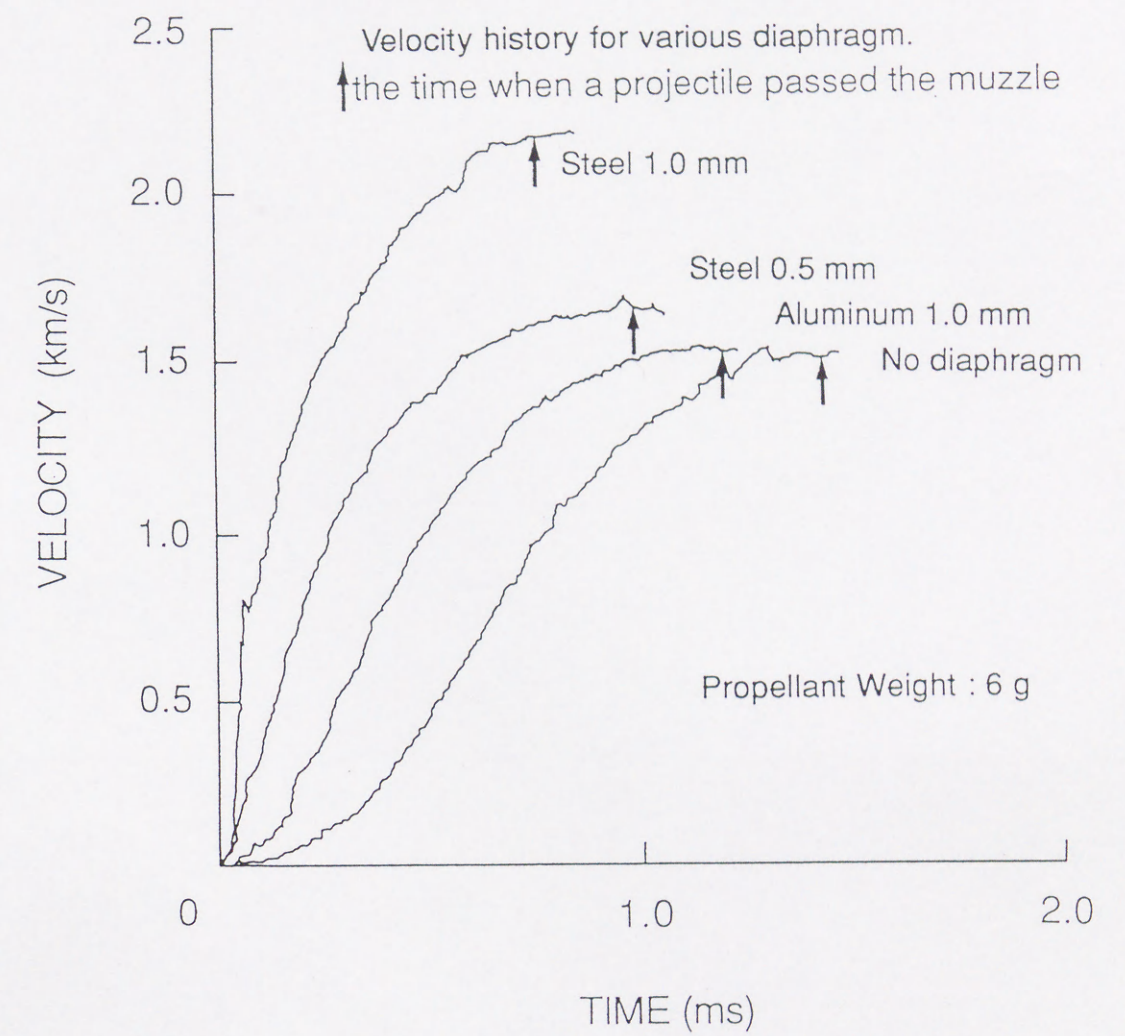


図 3-1 0 隔膜による速度履歴の違い

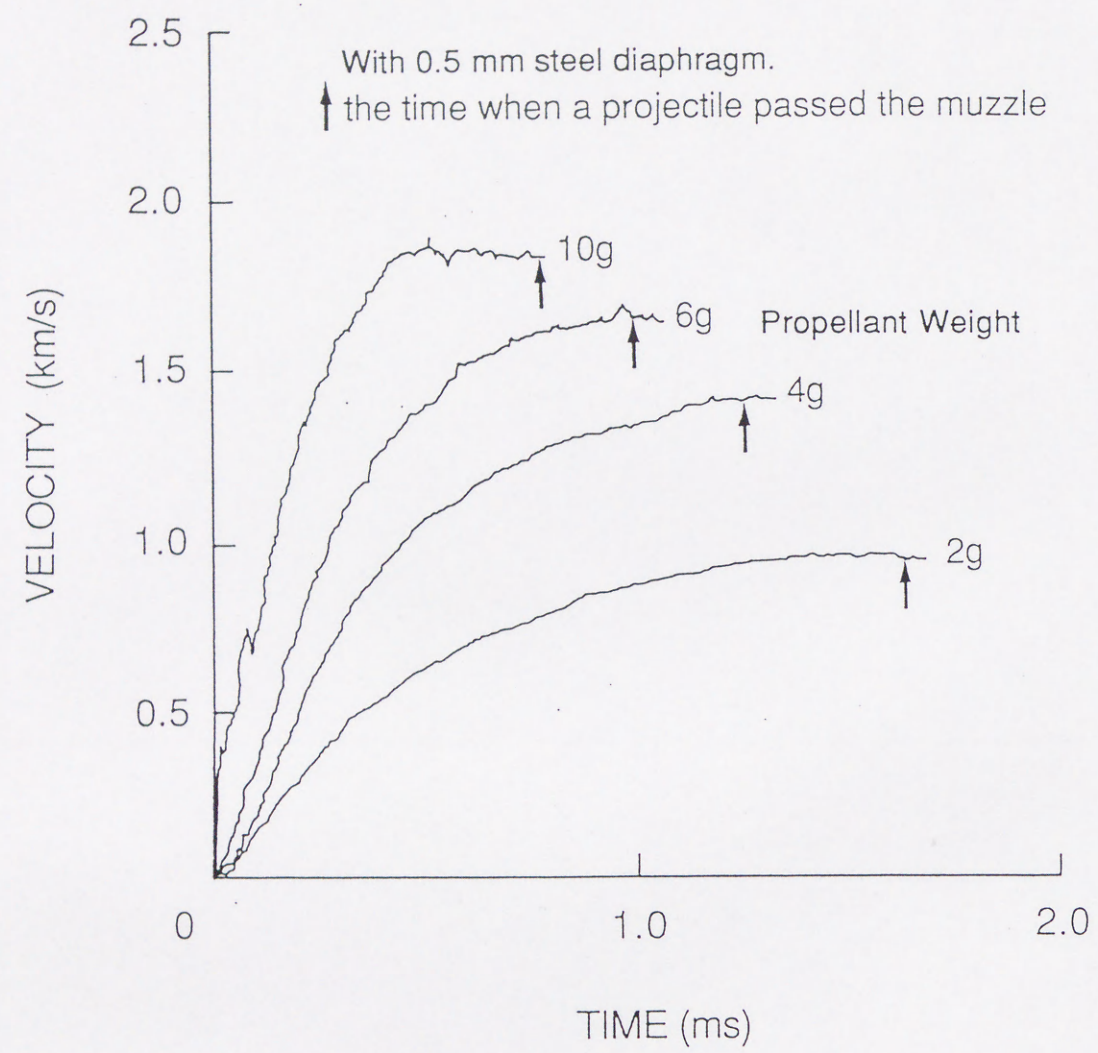


図3-11 速度履歴 (0.5 mm 銅隔膜)

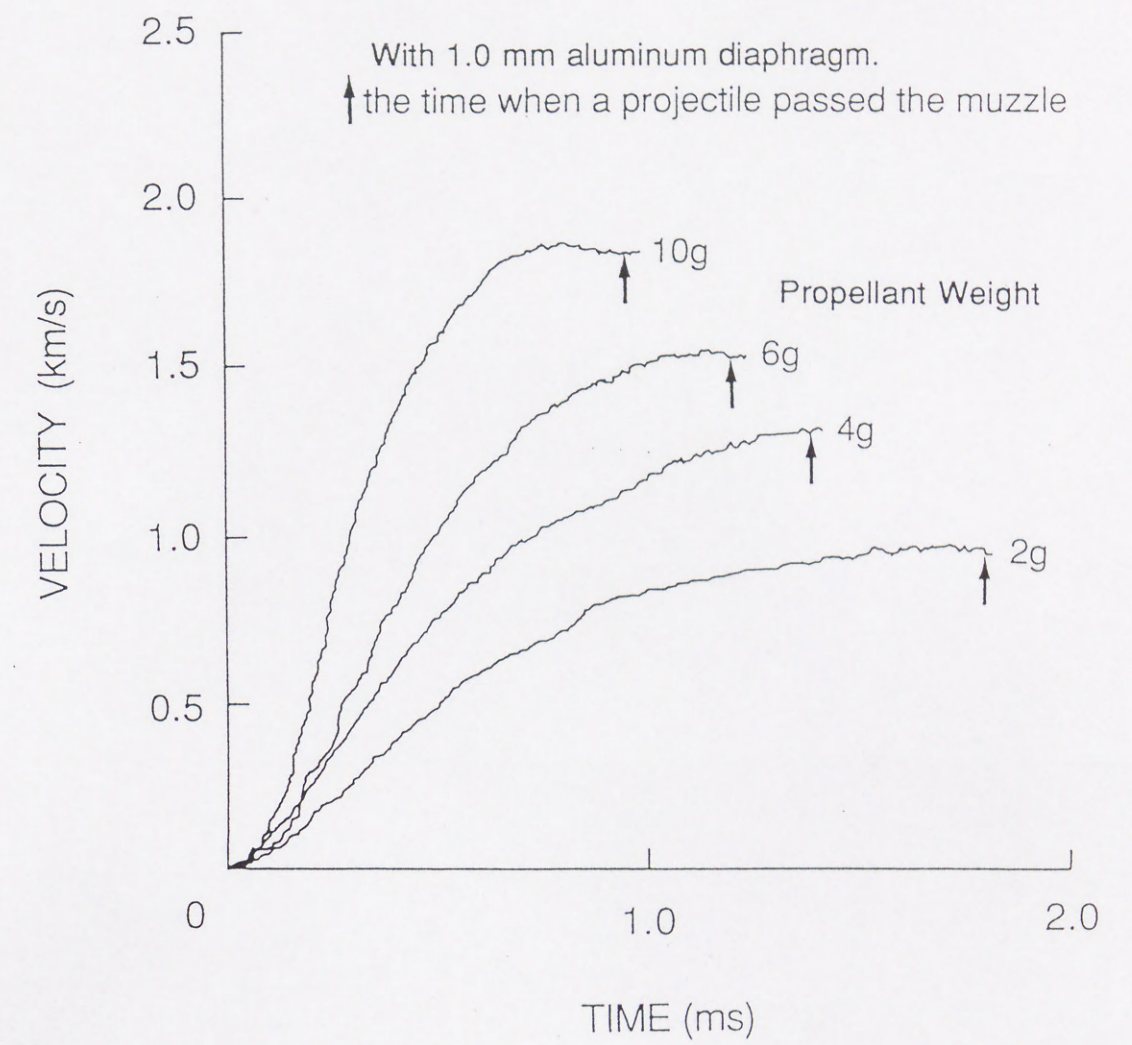


図3-12 速度履歴 (1.0 mm アルミニウム隔膜)

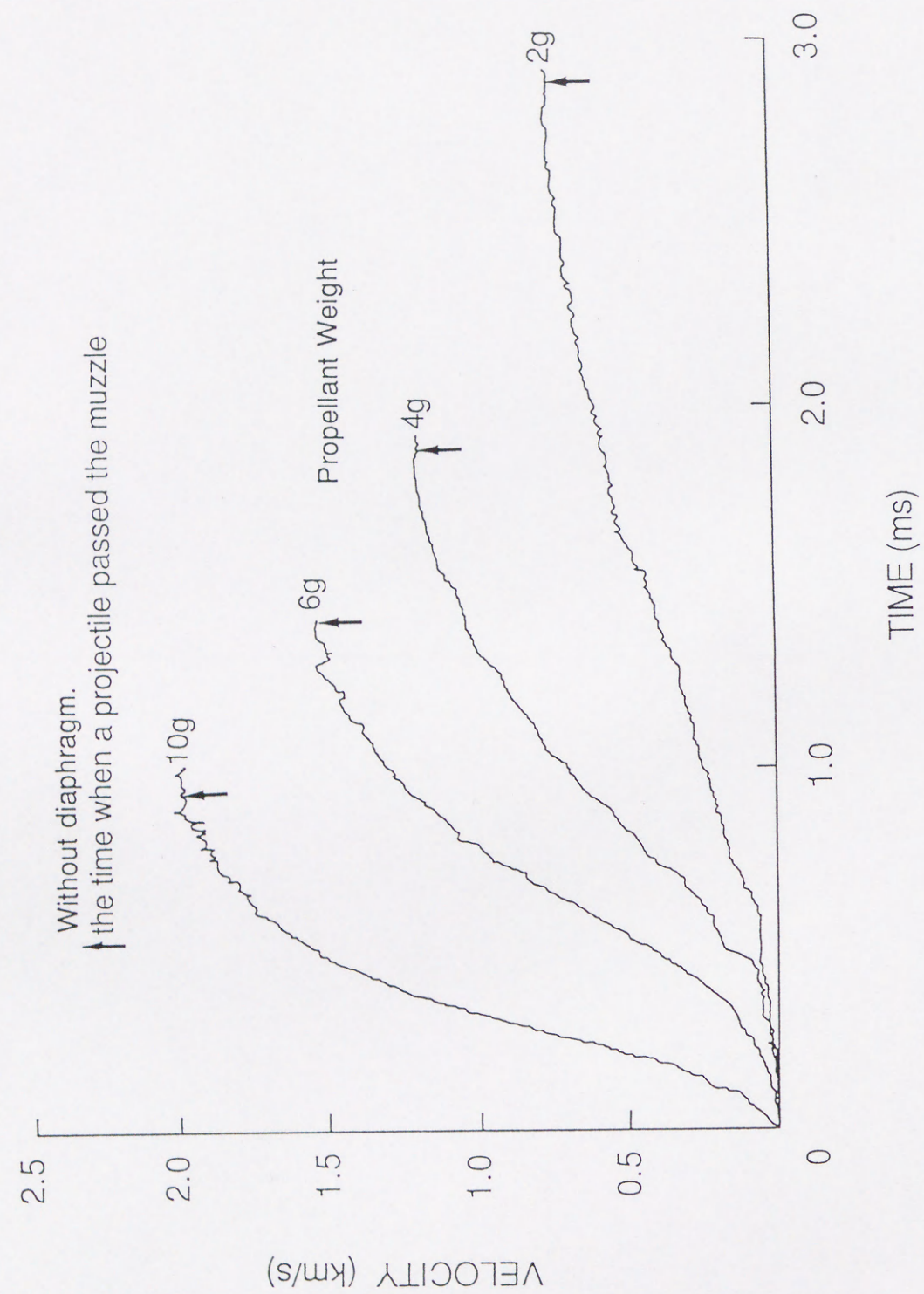


図 3-1 3 速度履歴 (隔膜なし)

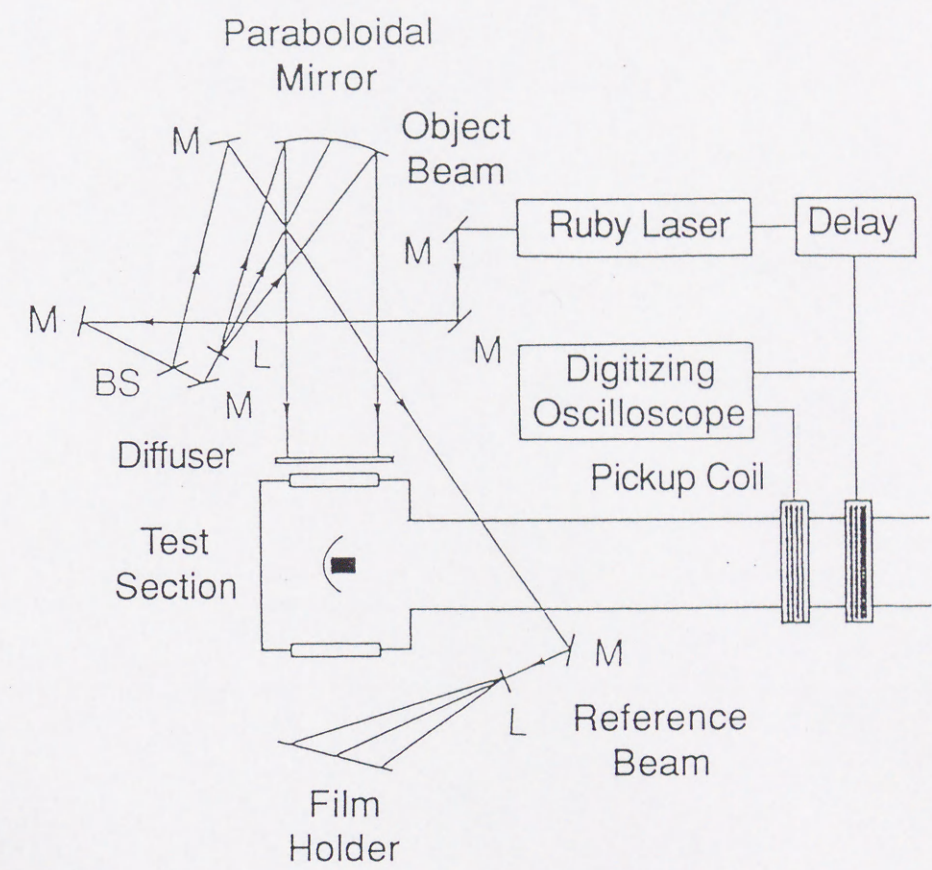


図 3-1 4 三次元ホログラフィー干渉計法の光学系概略

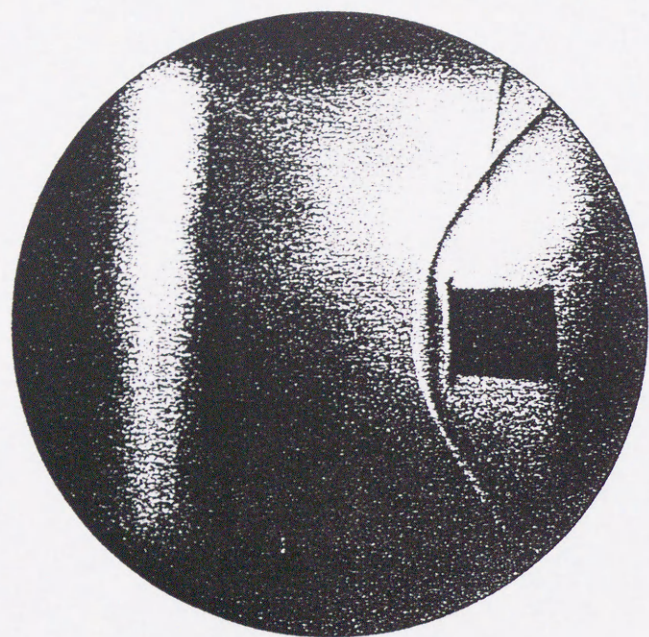


图 3-1 5 三次元干涉縞写真 (一回露光)

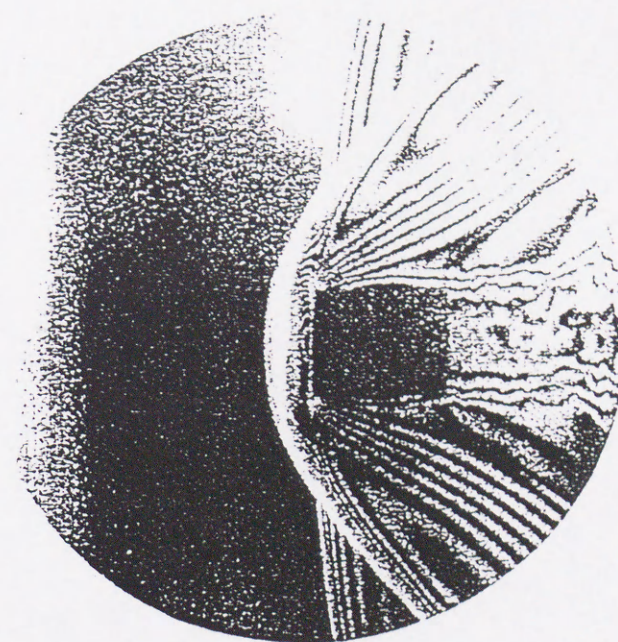
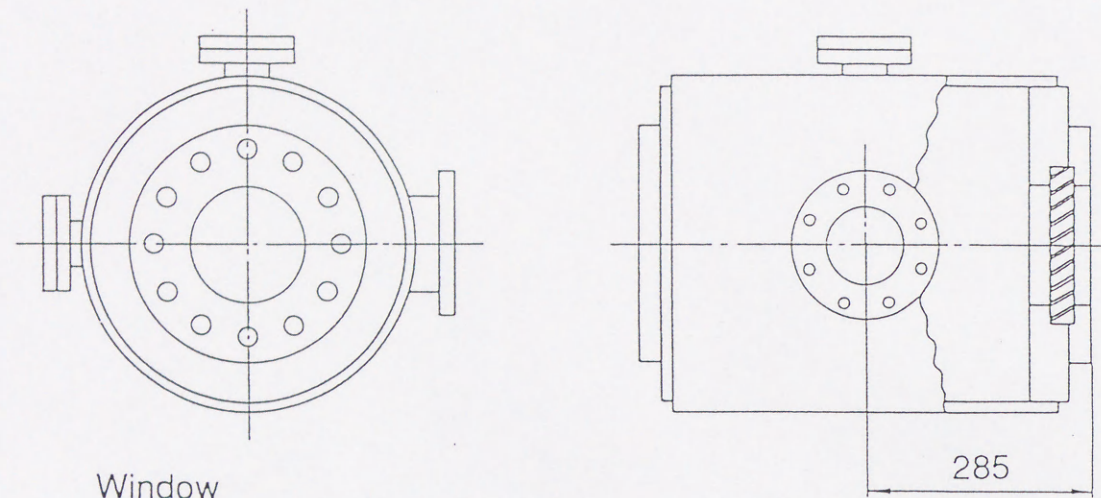
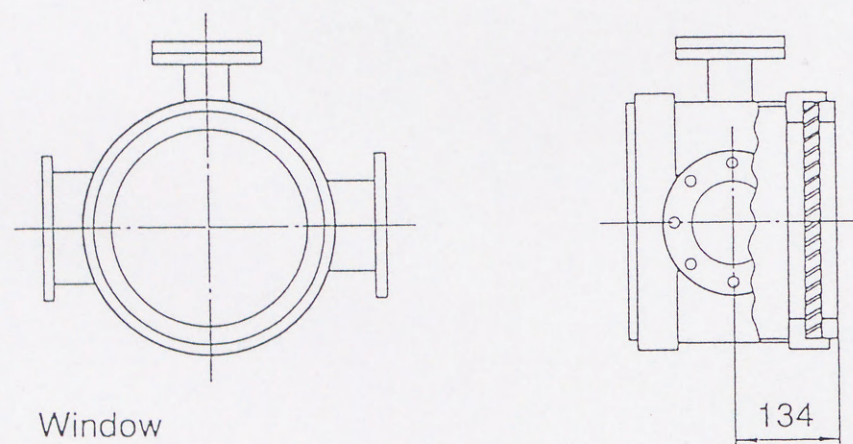


图 3-1 6 三次元干涉縞写真 (二回露光)



Window
Diameter: 150 mm
Thickness: 30 mm

(a) 改修前



Window
Diameter: 245 mm
Thickness: 20 mm

(b) 改修後

図 3-17 観測部概略

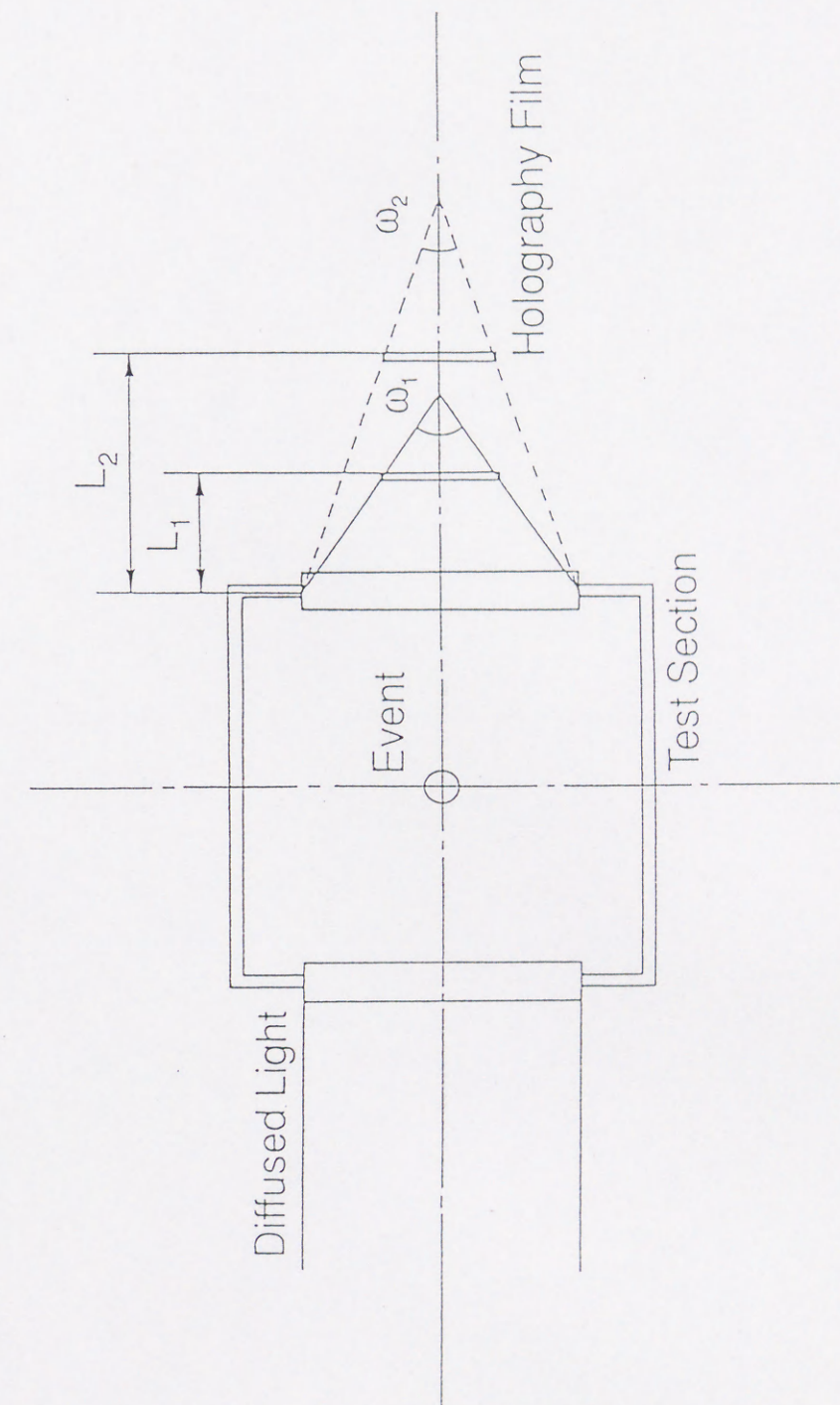


図 3-18 ホログラフフィルムとの立体角

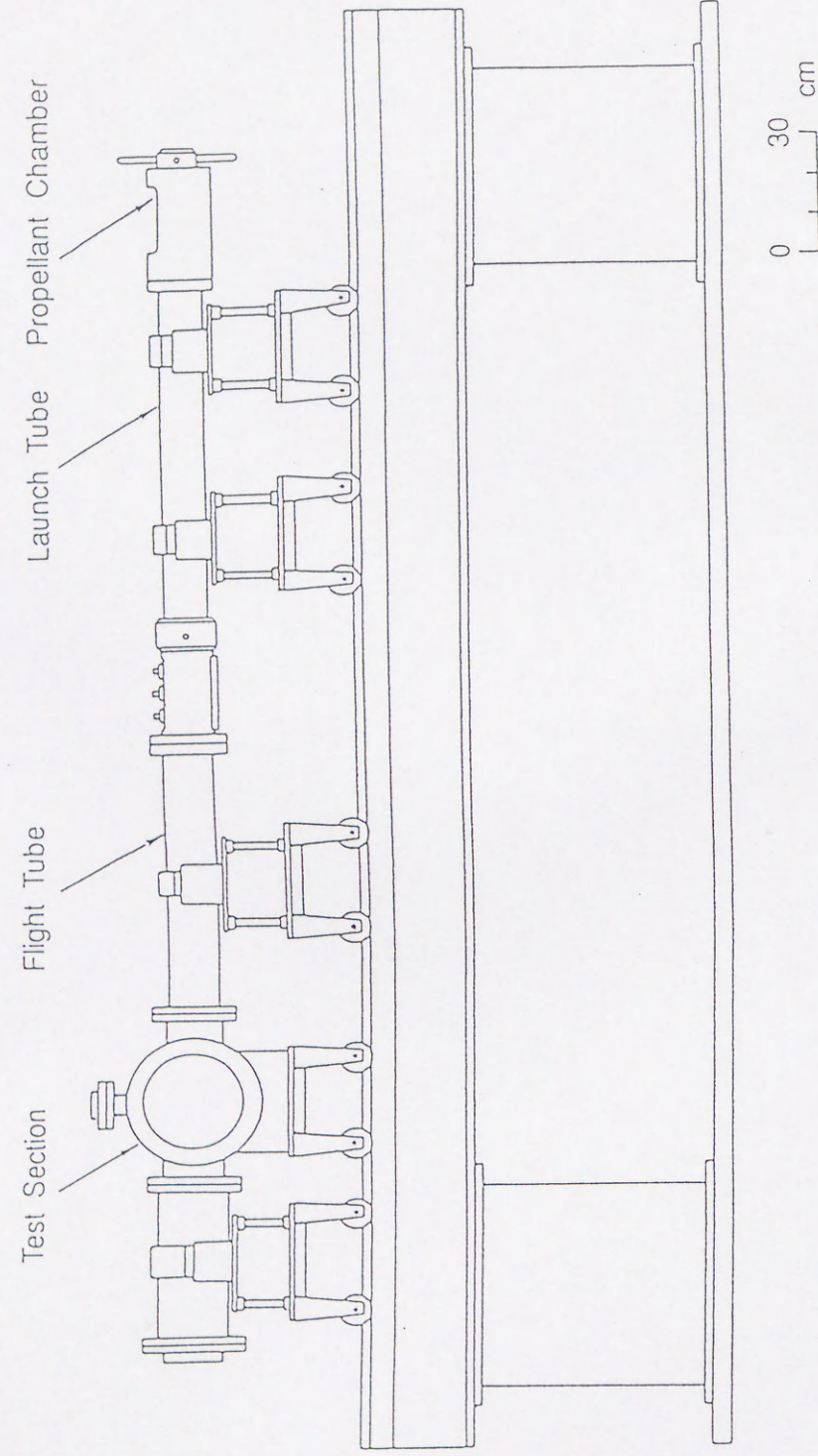


図 3-19 一段式火薬銃 (改修後)

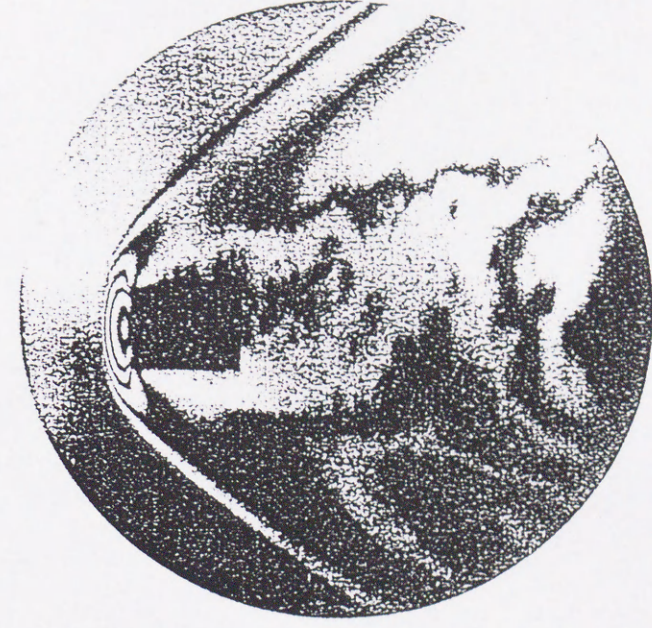


図 3-20 三次元干渉縞写真

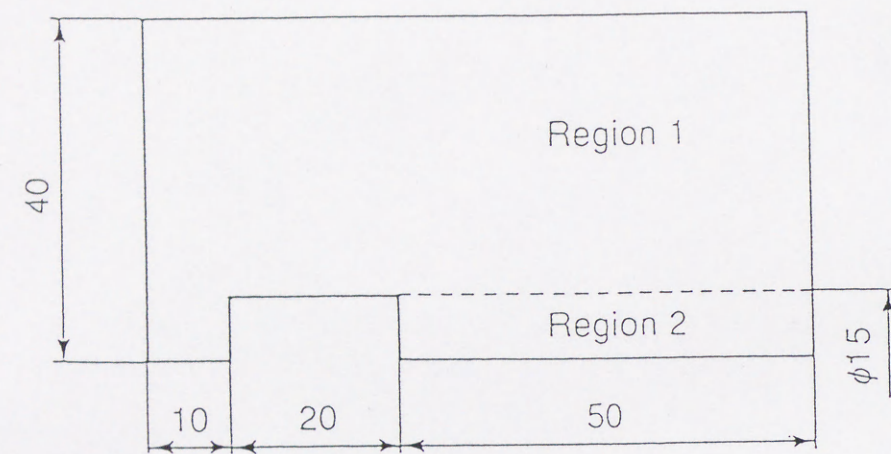


図 3-2 1 計算領域

表 3-2 初期状態の主流の諸量

Flow Mach number	Pressure (kPa)	Temperature (K)	Density (kg/m ³)	Specific heats ratio
2.46	24.8	287	0.301	1.4

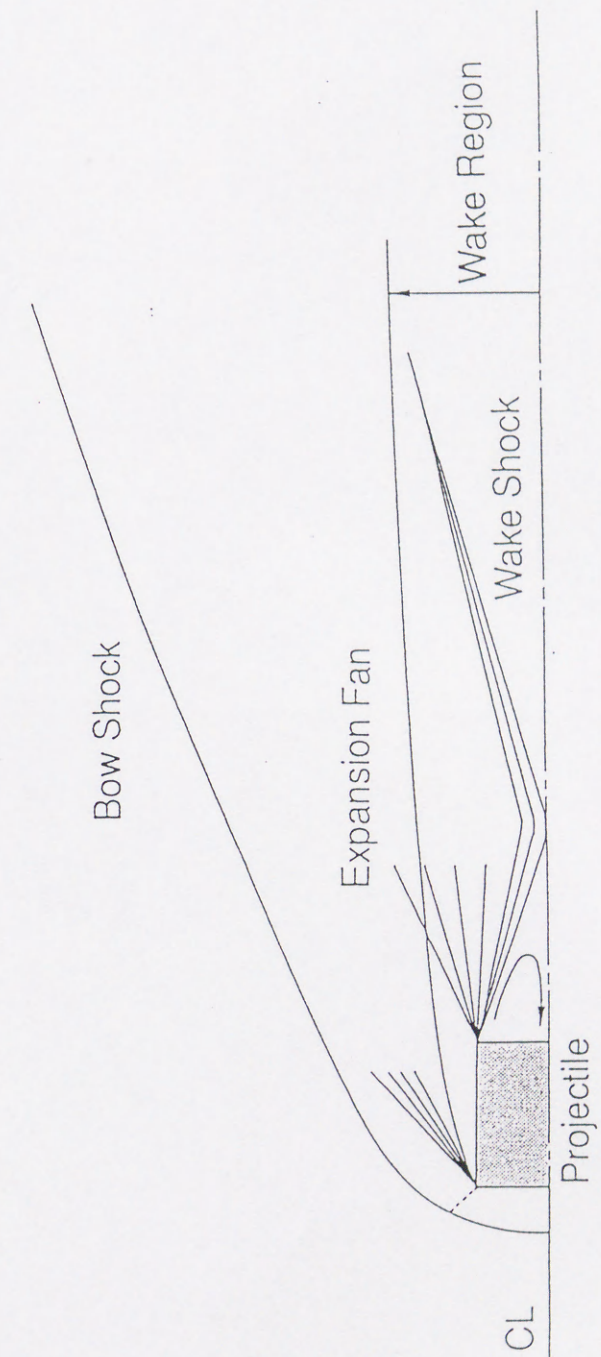


図 3-2 2 飛行体まわりの流れ

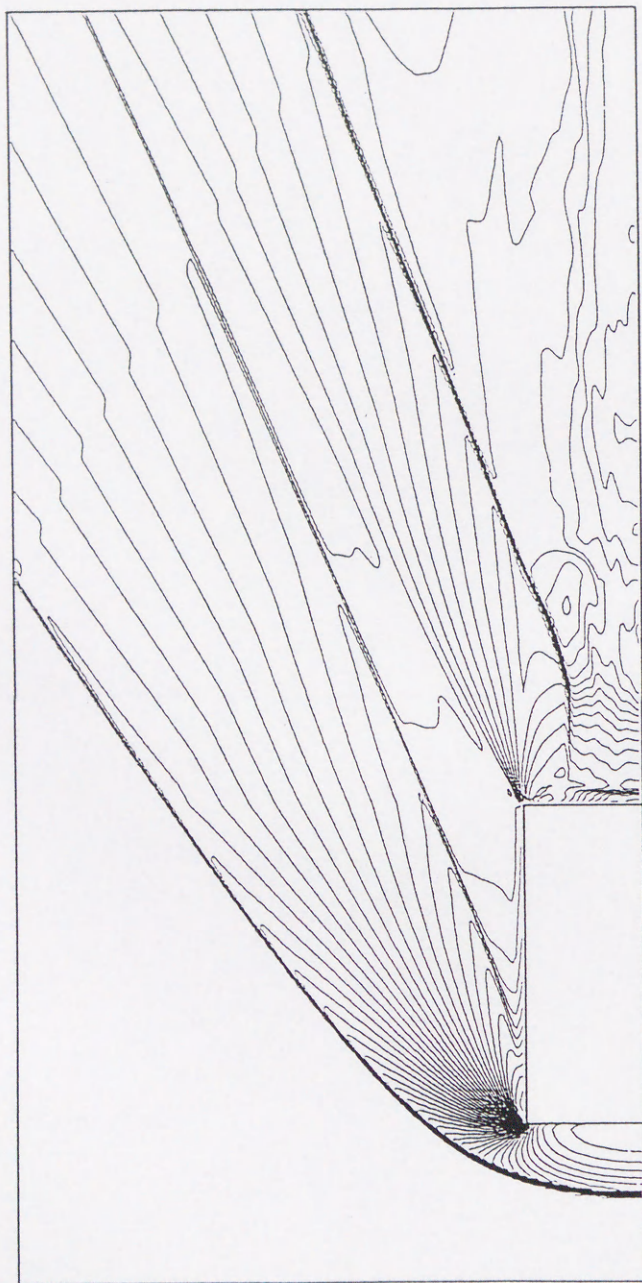


図 3-2-3 等密度線図

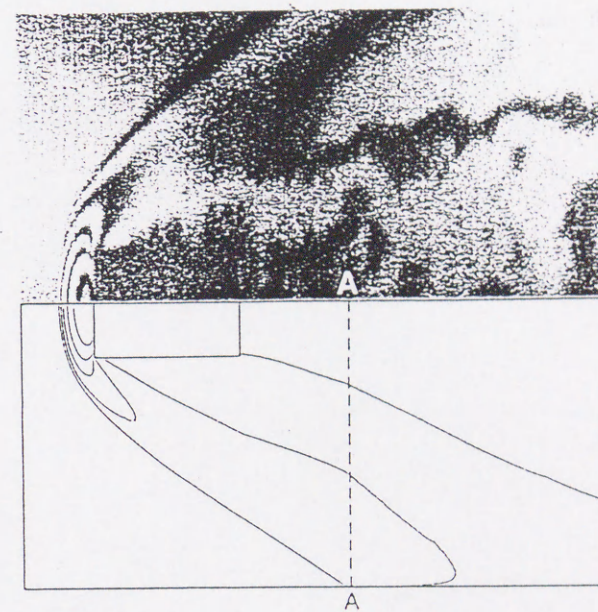


図 3-2-4 実験と数値計算の比較

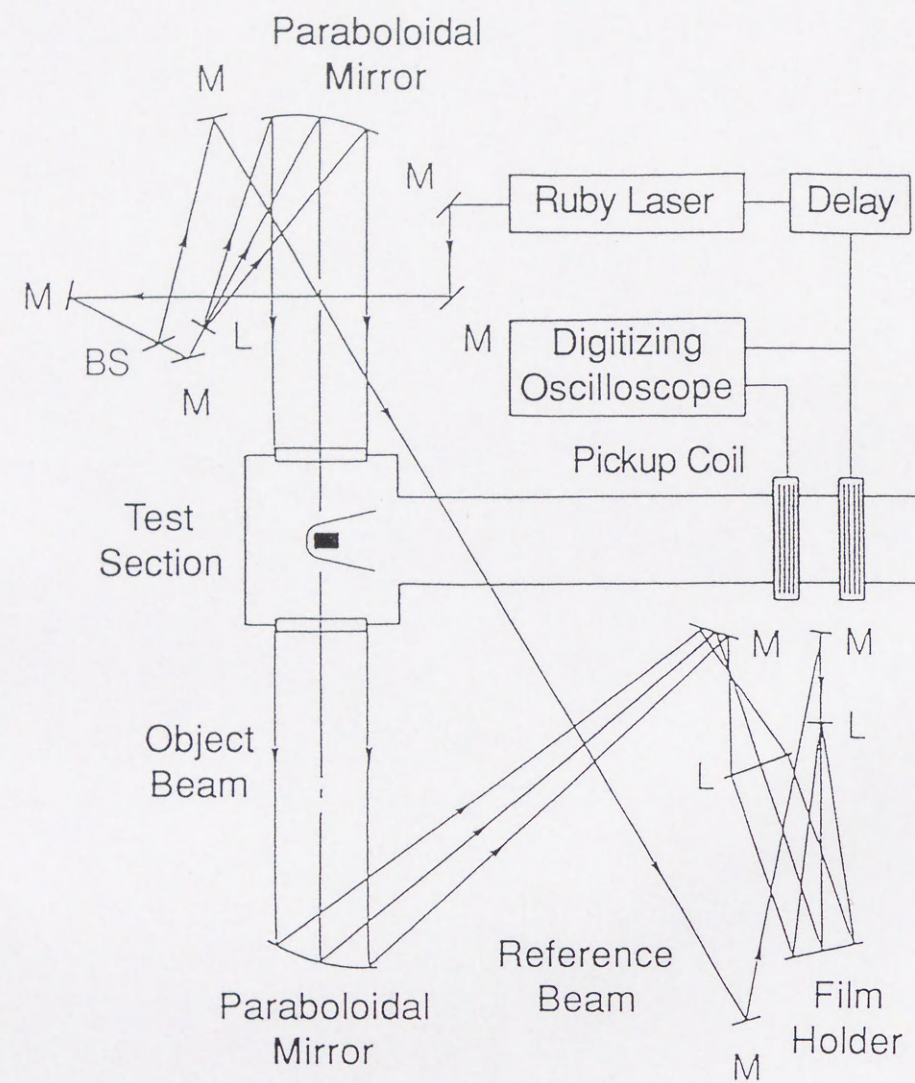


図 3-2 5 二次元ホログラフィー干渉計法の光学系概略

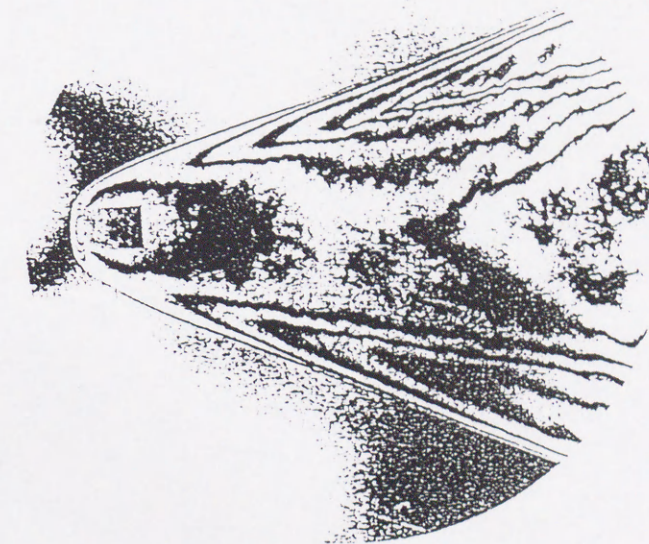


図 3-2 6 二次元干渉縞写真 (二回露光)

第4章 応用を目指した基礎研究

1. 緒言

宇宙空間では、微小な隕石や金属の破片が人工衛星や大気圏再突入宇宙船、あるいは宇宙ステーションのモジュールに高速で衝突し、損傷を与える危険があり、スペースデブリ問題と呼ばれている[1, 2]。構造設計の分野では、耐隕石設計の問題がスプートニクを打ち上げる以前から指摘されていた[1]。最近、スーパーコンピュータの演算処理速度と記憶容量の飛躍的な向上に伴い、固体の衝撃解析用に開発された数値計算法により、スペースデブリ衝突時の隕石バンパーの性能に関する理論解析が行われ始めており、衝突速度が10 km/s以上での解析も可能である[2]。しかし、こうして得られた理論解析の結果も、実験による検証なしには意味を持たないことは明らかであり[2]、そのために10 km/sを越す速度でデブリがバンパーに衝突する現象を、実験室的に再現可能な装置の特性開発は重要である[2-4]。本章では、高速飛行体発射装置の特性解析手法の応用として、スペースデブリの実験に使用することを目的とした、10 km/sを超える速度で飛行体を発射可能な装置の基礎的な特性開発を行う[4]。また、高速飛行体まわりの流れの可視化技術として用いた、三次元ホログラフィー干渉計法が、将来のスペースデブリ衝突実験の可視化法として有望であることを述べる[3]。

一方、飛行体と固体の高速衝突現象も決してスペースデブリのようにマイナス面ばかりではなく、むしろ積極的に飛行体を衝突させて固体中に平面衝撃波を生成し、圧力数十～数百GPaに達する超高压状態を固体の局限された部分にできるだけ長く持続させ、それを使って新素材の合

成や粉体の焼結を行なおうとする取りくみもあり、その目的のために高速飛行体発射装置が用いられることは、既に第1章において触れた。この研究が将来的に期体通りの成果をあげるか否かは、装置の特性が今後どの程度改善され、果たしてどれだけ口径の大きな重い飛行体をどれだけ高速で打ち出せるか、ということに深く関わっていると言える。ラム加速機[5]を用いることはこのように大口径の重い飛行体を加速する際に有効な手段であるが、あらかじめ大口径の二段式軽ガス銃で飛行体のある程度加速してラム加速機内部に打ち込む方が、より効果的に飛行体を加速できる。第2章において、二段式軽ガス銃の高圧カップリングのストレート部を延長することで、飛行体自体の加速特性が改善できることを示しており、これは重い飛行体を用いる場合には有効な手段となる。これらの結果を踏まえ、ランチチューブの小口径化で軽い飛行体を高速で発射する技術とは別に、ランチチューブの口径は変えずに装置の他の部分を改良することで、装置の特性を向上できるかをTVD差分法を用いた数値計算により検討し、将来的な大口径の飛行体を高速で発射する装置開発の可能性をさぐる。

2. 装置諸元および数値計算法

図4-1に装置の概略を示す。既存の二段式軽ガス銃のランチチューブ部分に改修を加える。目標とする性能は、0.2 gの飛行体を速度10 km/s以上まで加速することである。この速度範囲では、ランチチューブの内面が1回の実験毎に損傷を受け、繰り返し実験を続ける度に特性が著しく劣化するという新たな問題が起きるため、あらかじめランチチューブを数本用意しておき、1回の実験毎に取り替えて内面を研磨し直すなどの方式がとられている[3]。そこでランチチューブには内面を電解研磨により仕上げた、既製のステンレス管（内径4.35mm、肉厚1 mm、

長さ2m)を使用し[3]、一回の実験毎に廃棄する方式をとる。また、軽ガスには水素を使用する。

数値計算にはTVD差分法を用い、ランチチューブ部分の寸法を変更し、無煙火薬の薬量、ピストン重量および水素の初期圧力を種々変化させて、計算を実行した。また測定部内の初期圧力、および隔膜の破断圧力は一定とし、それぞれ10Paと80 MPaに設定した。

3. 作動特性

図4-2～4は、数値計算により得られた装置の特性である。使用する無煙火薬の薬量は、それぞれ120 g(図4-2)、160 g(図4-3)および200 g(図4-4)である。ランチチューブの改修により、飛行体の射出速度は各薬量を通じて向上する傾向が認められるが、無煙火薬の薬量が120 g程度であれば、たとえランチチューブに改修を施しても、目標性能を引き出すことは難しく、飛行体速度の上限も8 km/s止まりである。また、衝突実験の実施範囲は6～8 km/sに制限される。無煙火薬の薬量を160 gに増すと図4-3に示すとおり、飛行体射出速度範囲は7～9.5 km/sへ移行する。しかし、この場合でも目標性能の10 km/sを達成するまでには至らないことがわかる。一方、無煙火薬の薬量を200 gとした場合には、ピストンの重量が4 kg以上であれば、目標性能である10 km/sの飛行体速度が達成される。また、衝突実験が可能な速度範囲は8～11 km/sへと移行し、重量6 kgのピストンを用いることで、11 km/sを超える飛行体射出速度を得ることも可能であると示唆される。

4. デブリとバンパーの衝突現象の可視化

デブリがバンパーに高速で衝突すると、図4-5に示すように、小さな破片がバンパー後方に雲のように広がり、これら破片の一つ一つが新たなデブリとなって、さらに後方の主要な構造部材に損傷を与える[6-19]。従って、実験において1個のデブリがバンパーにある速度で衝突する際に生ずる破片の飛散状況を確実に把握することは重要で、そのために現象の可視化計測は不可欠である。過去に、飛行体と標的板の高速衝突実験をフラッシュX線を光源として可視化した報告がある[20, 21]。この可視化写真から、実験で飛行体を標的板に対して垂直に衝突させる場合と、ある角度をもって衝突させる場合の、破片の飛散状況の違いは、標的板背後にできる破片雲の形状、および色の濃淡分布の差として得られるが、個々の破片の形状や大きさ、さらにそれらの空間的な分布状況を詳細に読みとることは難しい。この情報を得るためには現象を三次元的に可視化する必要があり、本論文において、高速飛行体まわりの流れの可視化計測に適用し、良好な成果を確かめた三次元ホログラフィー干渉計法による可視化が、有効な手段として期待できる[3, 22-24]。

5. 装置の大口径化を目指した基礎研究

高速飛行体発射装置の将来的な大口径化を実現するため、二段式軽ガス銃の高圧保持直管部を延長し、さらにポンプチューブの長さも延長した場合の、装置の特性を期待できる。TVD差分法を用いた数値計算により検討する。なお、ここでポンプチューブ長さを延長した根拠は、装置の大型化に伴い、ポンプチューブの容量も必然的に増大するためである。またその際に実験の安全面から使用する水素の初期圧力を低く設定する必要があるが、その場合に特性にどのような影響が表れるに関しても確

かめる。また、本数値計算では東北大学流体科学研究所・衝撃波工学研究センターに設置した二段式軽ガス銃の特性について議論する。

図4-6は計算領域の概略図である。ポンプチューブの長さは、既設の装置の3 mの倍の6 mとし、高圧保持直管部の長さも現状の50 mmから300 mmに延長した。ランチチューブの長さおよびその口径は、既設のものと同じ6 m, 14 mmである。測定部およびランチチューブ内の空気の初期圧力と隔膜破断圧力については一定で、それぞれ10 Paと60 MPaに設定した。また、飛行体の重量も4 gで一定とした。

数値計算は、使用する無煙火薬の薬量とピストン重量、そして水素の初期圧力を変えた場合について実施した。図4-7は無煙火薬の薬量120 gの場合の結果である。ピストン重量の増加に伴い、射出速度範囲は6~8 km/s程度まで増加し、特に8 km/s近傍の飛行体速度を達成するには、6 kgのピストンを使用すれば水素の初期圧力は0.2 MPa程度で済むことがわかる。図4-8は無煙火薬の薬量を160 gとした場合の結果である。この場合も、飛行体の射出速度はピストンが重くなると増加する傾向があり、その最高速度は9.5 km/s程度にまで達する。一方、比較のために既設の装置の特性を図4-9に示す。得られる飛行体の射出速度範囲は3.5~6.2 km/s程度と幅広いが、速度の最高値を得るためには水素の初期圧力をどうしても1 MPa以上に設定しなければならない。また、たとえポンプチューブの長さを延長して水素の初期圧力を下げた場合でも、高圧保持直管部の長さを十分にとれば、装置の特性は悪化することはなく、むしろ著しく改善できることがわかる。

以上のことから、二段式軽ガス銃の将来的な大口径化に際しては、装置の設計において、まずポンプチューブ長さを十分長くして水素の初期圧力を低く抑え、その分重いピストンを使って時間をかけて圧縮し、さらに高圧保持直管部の長さを十分にとるという点に留意すれば、装置の大口径化に関わる問題の大部分が解決可能であると考えられる。

6. 結 言

高速飛行体発射装置の特性解析法と、光学可視化をはじめとする計測技術の応用を目指した基礎研究として、TVD差分法を用いた数値計算により、スペースデブリ実験装置の特性開発を行った。得られた結果を以下に要約する。

(1) スペースデブリの衝突実験が可能な、10 km/s以上で飛行体を射出する装置の基礎的な特性開発を行い、既存の二段式軽ガス銃のランチチューブを改修することで0.2 gの飛行体11 km/sまで加速できることが示唆された。

(2) スペースデブリの衝突実験における現象の可視化法として、三次元ホログラフィー干渉計法が有効であることが示唆され、この可視化手法により、スペースデブリの発生機構に関する、従来よりもさらに立ち入った議論が可能になると期待される。

(3) 将来の固体中の衝撃波現象を使った応用研究を行なう上で重要な、大口径の二段式軽ガス銃の実現化に関連して、既設の装置のポンプチューブの長さを長くするとともに、高圧保持直管部の長さを延長した場合の特性を数値計算し、将来的には装置の大口径化も不可能ではないことが示唆された。

文 献

- [1] 戸田勲：隕石バンパーの現状と問題点，固体中の衝撃波現象 衝撃波・衝撃超高压研究会講演論文集 (1992)，15-31頁。
- [2] 片山雅英：Hydrocodeによるバンパーの衝撃解析，固体中の衝撃波現象 衝撃波・衝撃超高压研究会講演論文集 (1992)，33-48頁。
- [3] 高山和喜：東北大学流体科学研究所衝撃波工学研究センターの紹介，固体中の衝撃波現象 衝撃波・衝撃超高压研究会講演論文集 (1992)，87-90頁。
- [4] 松村知治，小野寺収，高山和喜：SWRC二段式軽ガス銃の特性について，平成2年度宇宙輸送シンポジウム講演論文集 (1991)，93-99頁。
- [5] A.P. Bruckner, E.A. Burham, C. Knowlen, A. Hertzberg and D.W. Bogdanoff : Initiation of combustion in the thermally choked ram accelerator, Proc. 18th Int. Symp. Shock Waves (K. Takayama ed.) (1992), pp. 623-630.
- [6] C.E. Anderson, Jr., T.G. Trucano and S.A. Mullin : Debris Cloud Dynamics, Int. J. Impact Engng, Vol.9, No.1 (1990), pp. 89-113.
- [7] L.C. Chhabildas, L.M. Barker, J.R. Asay, T.G. Trucano, G.I. Kerley : Hypervelocity Launch Capabilities to Over 10.4 km/s, Proc. 41st Aeroballistic Range Association Meeting, San Diego, CA, (1990).
- [8] E.L. Christiansen, J.R. Horn and J.L. Crews : Augmentation of Orbital Debris Shielding for Space Station Freedom, AIAA 90-3665 (1990).
- [9] H.W. Babel, K.E. Simpson and C.A. Jones : Material Considerations for Space Station Freedom, IAF-90-278 (1990).
- [10] R.A. Mog and D.M. Price : Geometric Programming Design of Space Craft Protective Structures to Defeat Earth-Orbital Space Debris, AIAA 90-3662 (1990).
- [11] H.K. Lo : Shielding for Columbus, AIAA 90-1334 (1990).
- [12] S.L. Avans, J.R. Horn and J.E. Williamsen : Shielding Requirements for the Space Station Habitability Modules, AIAA 90-1333 (1990).
- [13] E.L. Christiansen : Advanced Meteoroid and Debris Shielding Concepts, AIAA 90-1336 (1990).
- [14] E.L. Christiansen and J. Ortega : Hypervelocity Impact Testing of Shuttle Orbiter Thermal Protection System Tiles, AIAA 90-3666 (1990).

- [15] J.E. Williamsen and J.P. Tipton : Freedom Station Wall Design Using Hydrodynamic Modelling, AIAA 90-3664 (1990).
- [16] H.J. Stephan : Columbus Materials Selection and Qualification in Relation to 30 Years Life Time and in Orbit Maintenance/Repair, IAF-90-279 (1990).
- [17] M. Lambert and E. Slachmuylders : Spacecraft Shielding against Orbital Debris, IAF-90-277 (1990).
- [18] D.H. Humes : Influence of the Bumper and Main Wall Material on the Effectiveness of Single Meteoroid Bumpers, NASA TN D-3104 (1965).
- [19] J.H. Diedrich and I.J. Loeffler : Hypervelocity Impact Damage Characteristics in Tubes, NASA TN D-3018 (1965).
- [20] J.R. Asay, L.C. Chhabildas and L.M. Barker : Projectile and Impactor Designs for Plate-Impact Experiments, SANDIA REPORT SAND85-2009 (1985).
- [21] J.R. Asay : The Sandia National Laboratories Shock Thermo-dynamics Applied Research (STAR) Facility, SANDIA REPORT SAND81-1901 (1981).
- [22] 大越孝敬：三次元画像工学，朝倉書店，1991，112-184頁。
- [23] 村田和美：ホログラフィー入門，朝倉書店，1976。
- [24] T. Matsumura, S. Kitashima, O. Onodera and K. Takayama : Recent aeroballistic range research program at SWRC, Proc. 42nd Aeroballistic Range Association Meeting, Adelaide, South Australia, No.9 (1991).

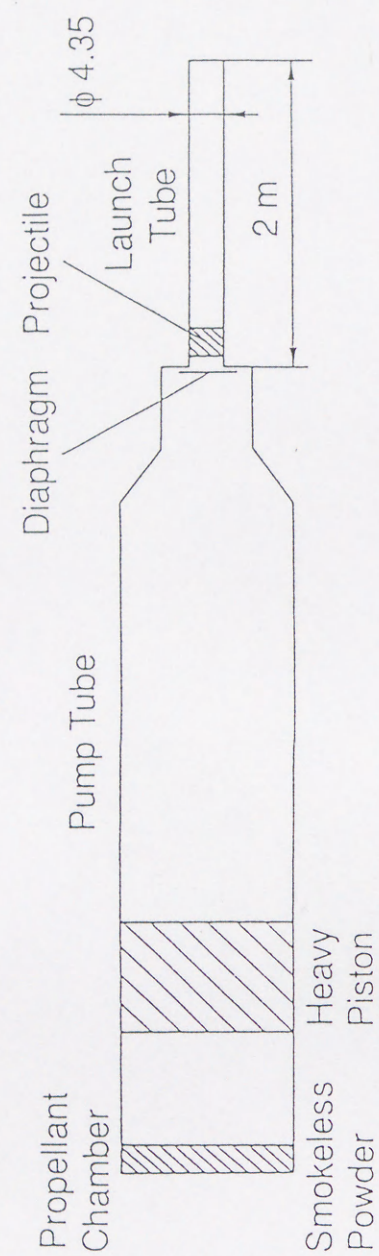


図4-1 スペースデブリ実験装置の概略

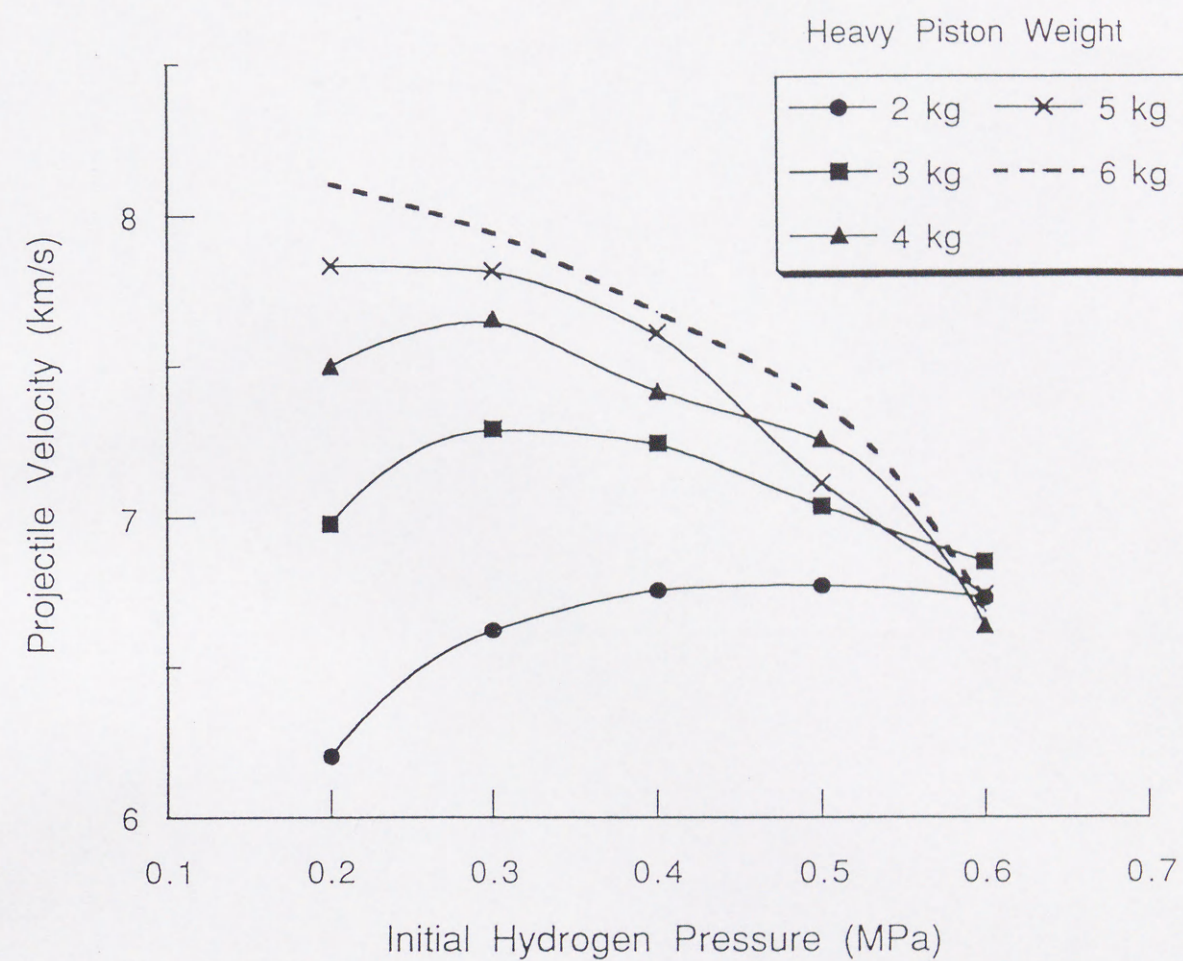


図4-2 装置の特性 (無煙火薬薬量 120 g)

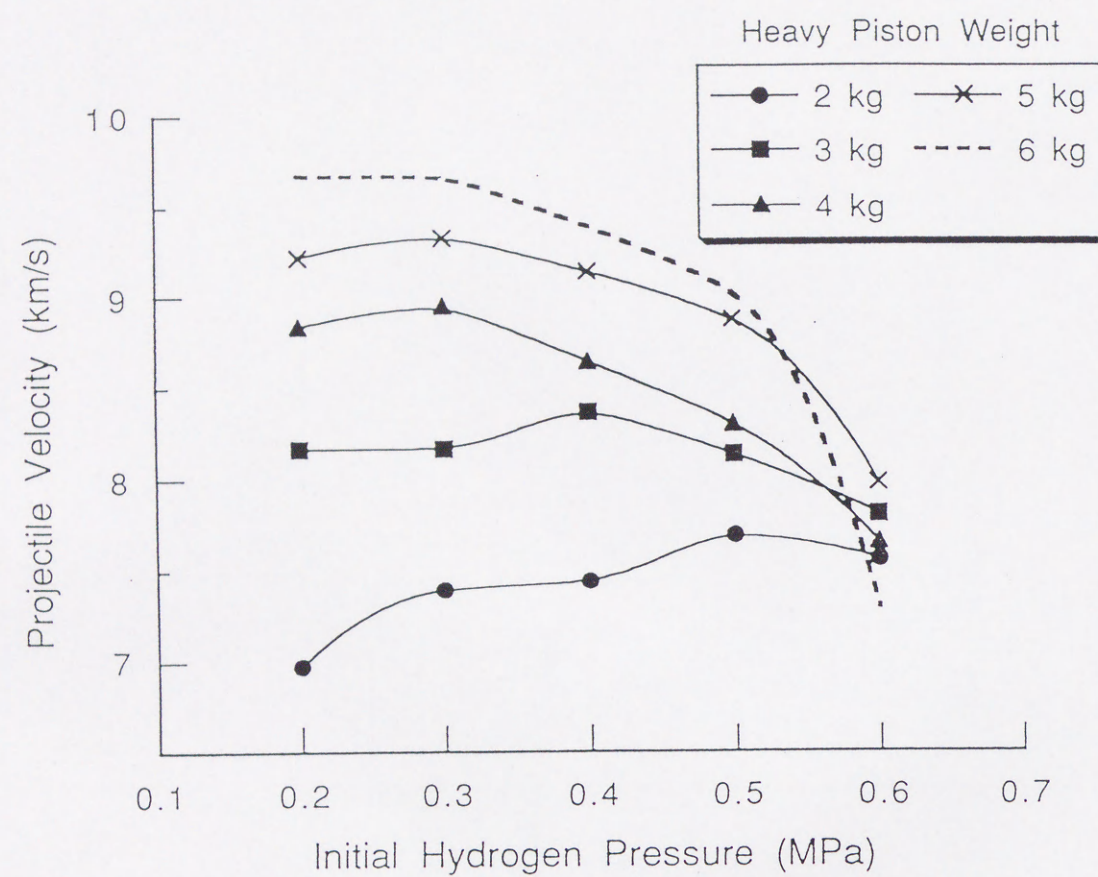


図4-3 装置の特性（無煙火薬薬量 160 g）

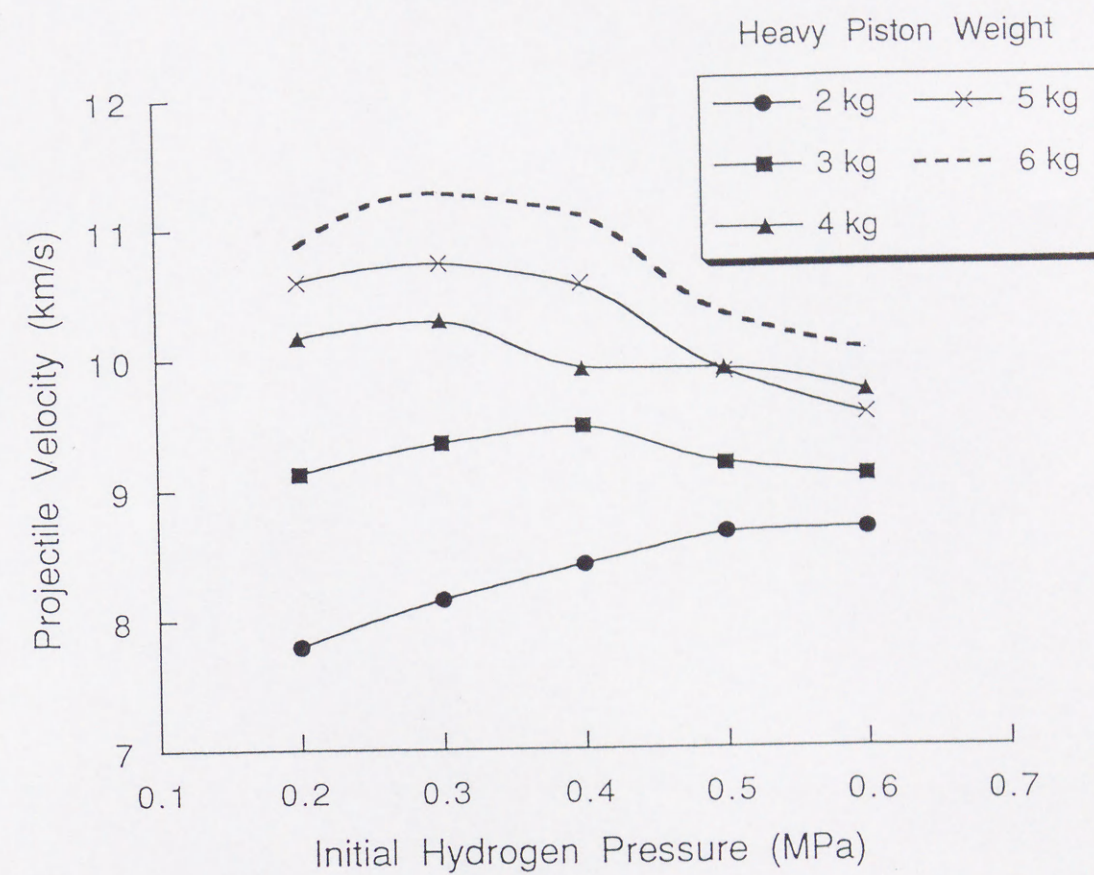


図4-4 装置の特性（無煙火薬薬量 200 g）

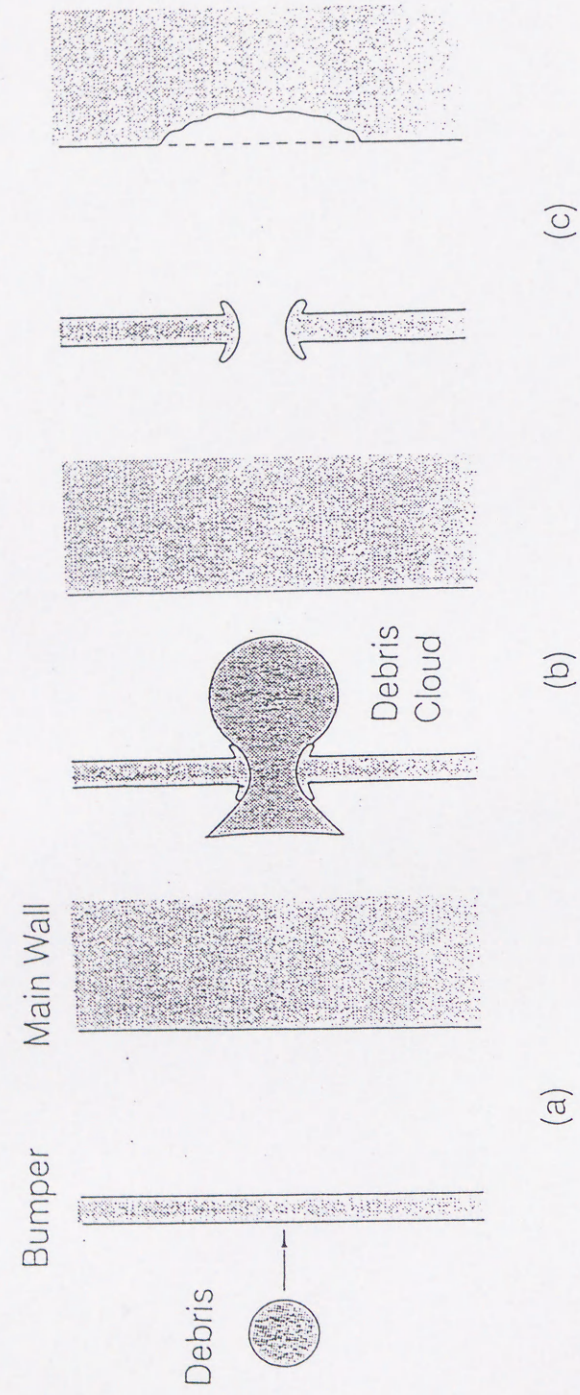


図 4-5. デブリとバンパーの衝突

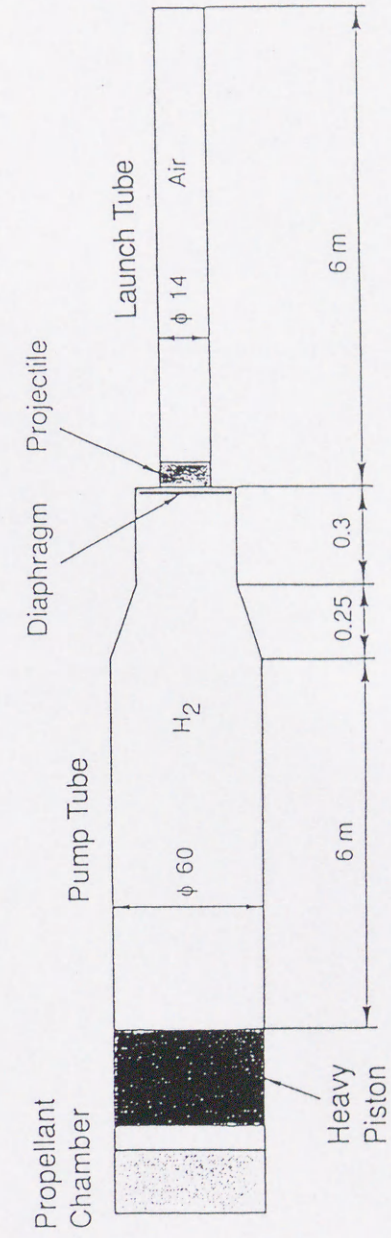


図 4-6 改修型二段式軽ガス銃の概略

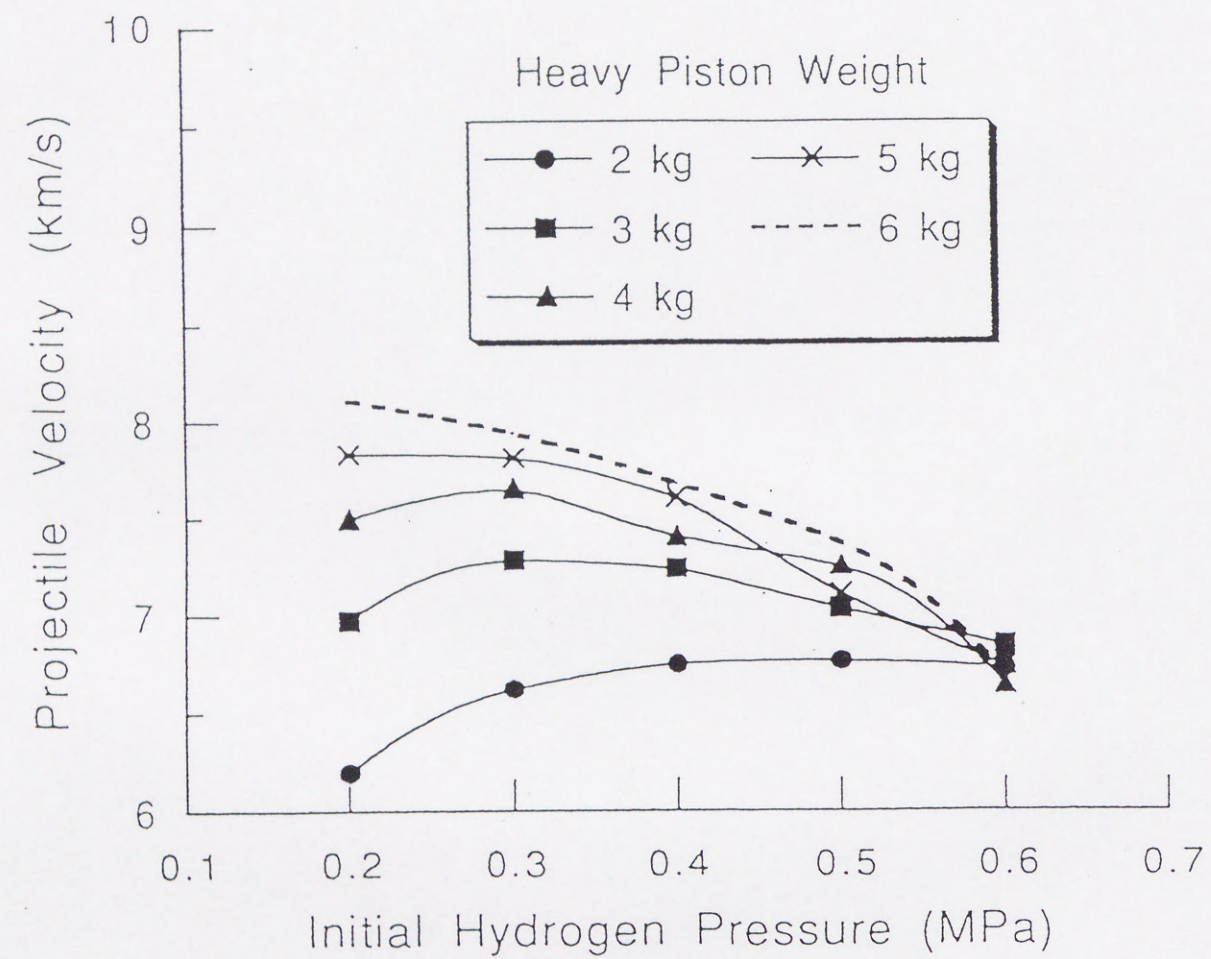


図4-7 装置の特性（無煙火薬薬量 120 g）

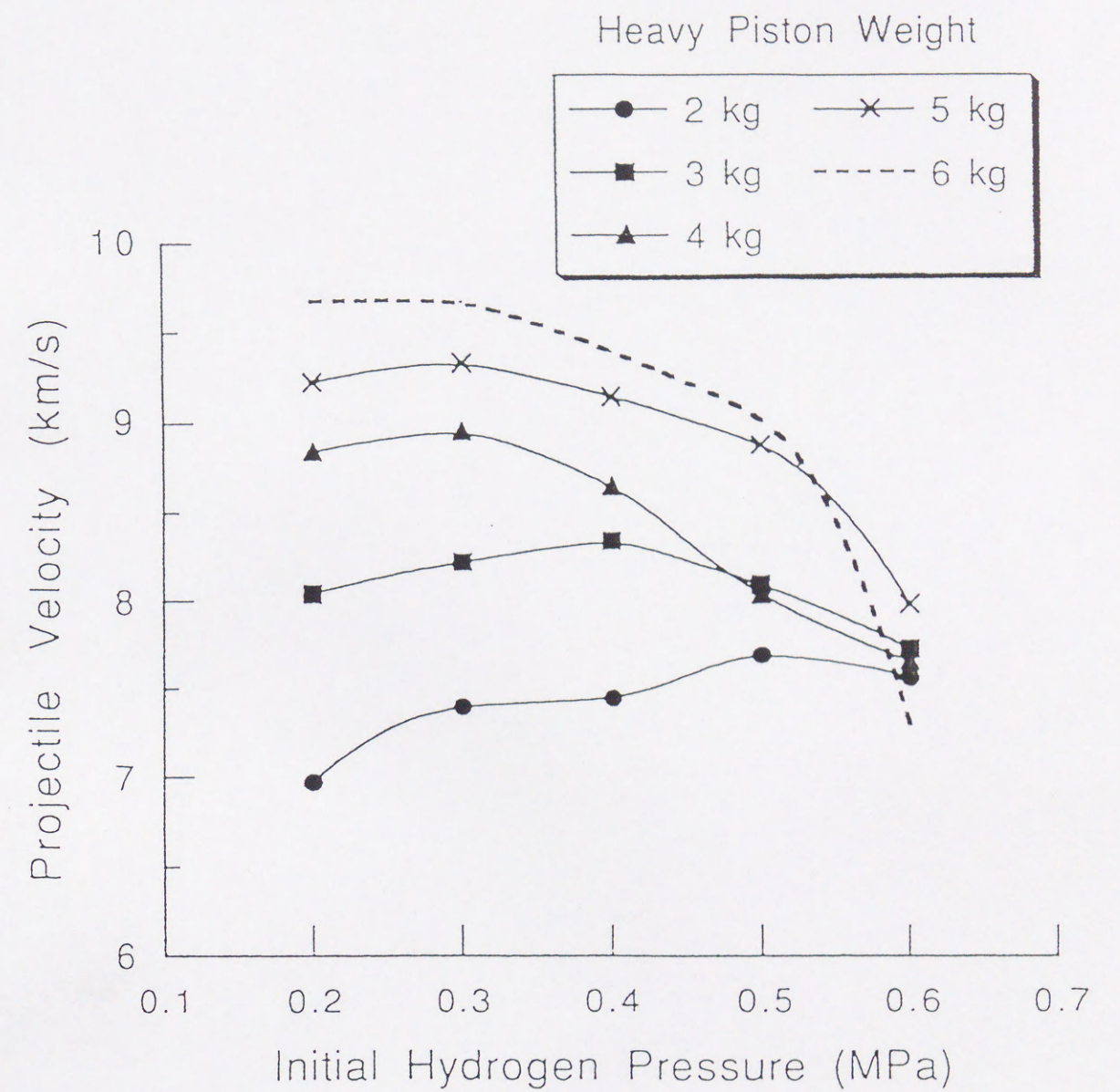


図4-8 装置の特性（無煙火薬薬量 160 g）

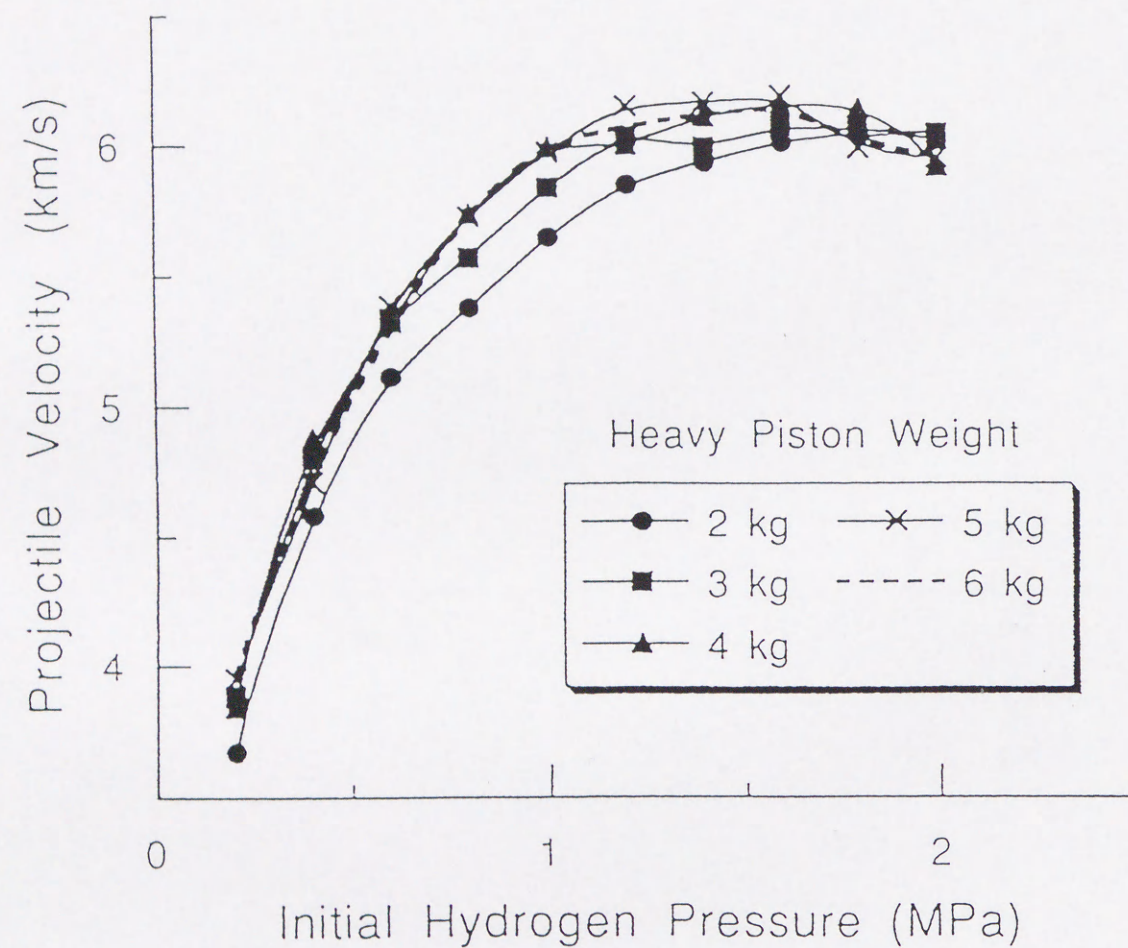


図4-9 既設の装置の特性（無煙火薬薬量 160 g）

第5章 結 論

高速飛行体発射装置の特性に関して、TVD差分法を用いた数値計算および、速度干渉計による装置内部の飛行体速度の高精度な計測を実施して、理論と実験の両側面から研究を行った。

まず、高速飛行体発射装置の特性を理論的側面から研究する目的で、装置の作動解析に使用する、TVD差分法を用いた数値計算法を開発し、その妥当性を検証した。また、二段式軽ガス銃の作動特性に対して、支配的に関与すると考えられるパラメータを選定した後、数値計算を実施し、最適作動特性を与えるパラメータの組み合わせを決定する手法を示した。

二段式軽ガス銃の高圧カップリングに連続する、ストレート部の長さの影響を、従来にはない衝撃波管理論の立場からとらえ、この部分の長さを十分にとることにより、隔膜の破断により生じる膨張波が飛行体に追いつく時期を遅らせることができ、飛行体の効果的な加速につながることを数値計算により明らかにした。

高速飛行体発射装置の作動特性の実験的な解明を目的に、速度干渉計を用いて、一段式火薬銃の内部を加速する飛行体速度の高精度な計測を実施し、作動条件の設定による飛行体の加速特性の違いを明らかにした。

高速流れの定量計測手法開発の一環として、一段式火薬銃を用いて観測部に射ち出した超音速飛行体まわりの流れを、二次元および三次元の

ホログラフィー干渉計法により可視化し、超音速飛行体まわりに生ずる流れの基本的な構造に関する知見を得た。さらに、TVD差分法を用いた数値計算により超音速飛行体まわりの流れを模擬し、得られた結果を実験の可視化写真と比較した。両者は基本的な部分で一致し、本数値計算法の妥当性を確認した。

高速飛行体発射装置の特性解析、および実験・計測技術を踏まえた応用として、スペースデブリ問題に関する基礎研究を行った。まず、デブリが10 km/sを超える高速で標的に衝突する現象の実験室的な模擬を可能にする、高速飛行体発射装置の基本的な特性を数値計算により求め、既存の二段式軽ガス銃のランチチューブを小口径化し、使い捨てにするなど改修を実施する事により、重量0.2 gの飛行体を10~11 kmで射出する装置開発の可能性を示した。

さらに、将来的な大口径の衝撃超高压発生装置開発に関連して、ポンプチューブ長さを長く取るとともに高压保持直管部の長さを延長した装置の特性をTVD差分法を用いた数値計算により解析し、大口径の装置開発の可能性に関する知見を得た。

付録 1 RCMによる特性解析手法

1. 基礎式

基礎式として、以下に示すような一次元非定常Euler方程式を用いる。

$$\mathbf{U}_t + \mathbf{F}_x + \mathbf{A}^* = \mathbf{H} \quad (\text{A.1.1})$$

ここで \mathbf{U} は保存ベクトル、 \mathbf{F} は流束ベクトルでそれぞれ次のように書ける。

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ E \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ u(E + p) \end{bmatrix} \quad (\text{A.1.2})$$

ここで $E = \rho(e + u^2/2)$ 、 ρ 、 u 、 e は気体の密度、速度および単位質量当たりの比内部エネルギーを示し、 p は圧力である。また、 x 、 t は管軸に沿う距離と時間である。

一方、 \mathbf{A}^* 、 \mathbf{H} は流路の断面積変化および各種損失に関する項で以下のように表される。

$$\mathbf{A}^* = \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 \\ u(E + p) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0 \\ F_f + F_{hl} \\ q \end{bmatrix} \quad (\text{A.1.3})$$

ここで、 A は流路断面積、また F_f 、 F_{hl} 、 q は単位体積当たりの気体に働く管壁との摩擦力、隔膜の破断によって生ずる圧力損失、そして熱伝達によって気体が失うエネルギーである。これら各種損失の評価法については、付録2で述べる。

2. ピストンおよび飛行体の運動

ピストンおよび飛行体は円筒形状を持ち、ポンプチューブまたはランチチューブ内部を壁面との隙間なく運動する。また、これらに働く力は前後の気体の圧力差と壁面との摩擦力のみであるとする。ピストンの運動方程式は次式で表される。

$$\frac{d u_{\text{pst}}}{d t} = \frac{p_{\text{bpst}} - p_{\text{fpst}}}{\rho_{\text{pst}} l_{\text{pst}}} - \frac{F_{\text{pst}}}{\rho_{\text{pst}} l_{\text{pst}} A_{\text{pst}}} \quad (\text{A.1.4})$$

ここで、 u_{pst} はピストン速度、 p_{fpst} 、 p_{bpst} はピストン前後の気体の圧力、 F_{pst} はピストンに働く全摩擦力である。また、 ρ_{pst} はピストンの密度、 l_{pst} はピストン長さ、 A_{pst} はピストンの断面積、 t は時間である。 F_{pst} の評価法の詳細は付録2に示す。

一方、飛行体の運動方程式は同様に

$$\frac{d u_{\text{prj}}}{d t} = \frac{p_{\text{bprj}} - p_{\text{fprj}}}{\rho_{\text{prj}} l_{\text{prj}}} - \frac{F_{\text{prj}}}{\rho_{\text{prj}} l_{\text{prj}} A_{\text{prj}}} \quad (\text{A.1.5})$$

となる。

3. 火薬の燃焼モデル

本研究で用いた火薬の燃焼モデルは、KrierとAdamsによるInterior Ballistic Modelに類似のもので、以下の仮定をおく。

- (1) 火薬の粒子は均一な形状をもち、火薬室の内部に一様に分布する。点火後は、全ての粒子が同じ速度で燃焼する。
- (2) 燃焼は圧力依存の指数法則に従うものとし、燃焼の非定常性については考慮せず、準定常の燃焼速度式を用いる。

- (3) ピストンとポンプチューブ壁面は完全にシールされ、高圧の燃焼生成気体がピストン側面を通して軽ガスと混ざることはない。
- (4) 燃焼生成気体の生成速度は火薬の燃焼速度に等しい。また、火薬の燃焼は等容過程であるとし、等容火炎温度の下で燃焼気体が生成される。
- (5) 火薬室内部の気体（燃焼生成気体と空気）はNoble-Abelの状態方程式に従うものとし、気体定数、比熱比および比容積はすべて一定とする。
- (6) 火薬室内部の速度分布はLagrangeの直線速度勾配で近似する。
- (7) 火薬室内部の気体は膨張過程を通じて、熱力学的に平衡な準定常状態にある。

付録 2 摩擦力および各種損失の評価法

1. ピストンおよび飛行体に働く摩擦力

ピストンの運動方程式は次式で表される.

$$\frac{d u_{pst}}{dt} = \frac{p_{bpst} - p_{fpst}}{\rho_{pst} l_{pst}} - \frac{F_{pst}}{\rho_{pst} l_{pst} A_{pst}} \quad (\text{A. 2. 1})$$

ここで, F_{pst} はピストンとポンプチューブ壁面の間に働く摩擦力で, 以下のように評価する.

$$F_{pst} = \int_0^{l_{pst}} 2\pi r_{pst} \tau_{fpst} dx = 2\sqrt{\pi} A_{pst} \int_0^{l_{pst}} \tau_{fpst} dx \quad (\text{A. 2. 2})$$

ここで, r_{pst} , A_{pst} , l_{pst} は円筒形状をもつピストンの半径, 断面積および長さである. また τ_{fpst} はピストン表面に働く, せん断摩擦応力である. 上式で τ_{fpst} を求めれば, F_{pst} が得られることになる.

τ_{fpst} は次のように表される.

$$\tau_{fpst} = \begin{cases} S(V) \nu \sigma_n & \text{for } |\nu \sigma_n| < \frac{Y}{\sqrt{3}} \\ -S(V) \frac{Y}{\sqrt{3}} & \text{for } |\nu \sigma_n| \geq \frac{Y}{\sqrt{3}} \end{cases} \quad (\text{A. 2. 3})$$

ここで, σ_n は垂直応力, ν , V は摩擦係数およびピストン速度である. また, Y はピストンの引っ張り降伏強さ, 関数 $S(x)$ は x の符号により +1 あるいは -1 の値をとる. 摩擦係数 ν はピストン速度により, 次のように与える.

$$\nu = \begin{cases} \nu_s & \text{for } |V| \leq V_0 \\ \nu_k + (\nu_s - \nu_k) \exp[-\kappa(|V| - V_0)] & \text{for } |V| > V_0 \end{cases} \quad (\text{A. 2. 4})$$

ここで, ν_s , ν_k は静止および動摩擦係数, V_0 は基準速度, また κ は速度減衰率を示す. 一方, 垂直応力 σ_n は次式で与えられる.

$$\sigma_n = \begin{cases} \frac{E \left(\frac{r_p}{r_{pst}} - 1 \right) - \lambda(p - p_0)}{1 - \lambda} - p_0 & \text{for } \sigma_n < 0 \\ 0 & \text{for } \sigma_n \geq 0 \end{cases} \quad (\text{A. 2. 5})$$

ここで, E , λ はピストンのヤング率およびポアソン比を, p はピストン内部の一次元的な圧力場における局所圧力, また p_0 はポンプチューブ内の気体の初期圧力, r_p はポンプチューブ半径である. ピストン内部の圧力場は一次元的であるとし, 以下の式で表す.

$$\frac{dp}{dx} = 2\sqrt{\pi/A_{pst}} \tau_{fpst} - \rho \frac{dV}{dt} \quad (\text{A. 2. 6})$$

なお, 上式の境界条件は $x=0$ で $p=p_{bpst}$, $x=l_{pst}$ で $p=p_{fpst}$ である.

(A. 2. 2) 式 ~ (A. 2. 6) 式により (A. 2. 1) 式が解かれ, ピストンに働く摩擦力が求められる. また, 飛行体に関しても同様の手続きによって摩擦力を求めることができる.

2. 隔膜の破断による圧力損失

破断した隔膜の影響により、流れ場に生ずる圧力損失 F_{hl} を次の式で表す。

$$F_{hl} = -\frac{1}{2} \frac{k_{hl}}{l_{hl}} \rho u |u| \quad (\text{A. 2. 7})$$

ここで、 k_{hl} 、 l_{hl} は圧力損失係数および圧力損失を生ずる有限長さ。また、 ρ 、 u は流れの密度および管軸方向の速度成分である。本数値計算では

$$k_{hl} = 1,$$

$$l_{hl} = 2 \times D_1 \quad (D_1: \text{ランチチューブの直径})$$

にそれぞれ設定した。

3. 壁面せん断応力による圧力損失

単位体積当たりの流れにおける、壁面せん断応力による局所圧力損失は

$$F_f = -\frac{1}{2} \frac{f}{D_h} \rho u |u| \quad (\text{A. 2. 8})$$

と表される。ここで、 f はDarcy-Weisbachの摩擦係数、 D_h は水力直径である。一般に f は局所レイノルズ数 Re 、局所マッハ数 M および壁面の表面粗さ ε の関数として、次のように表される。

$$f = \begin{cases} \frac{64}{Re [1 + (\gamma - 1) \Omega M^2 / 2]} & \text{for } 0 < Re \leq 2000 \\ \frac{0.032}{[1 + (\gamma - 1) \Omega M^2 / 2]} \left\{ \frac{Re}{2000} \right\}^{0.3187} & \text{for } 2000 < Re \leq 4000 \\ \frac{1}{\left[1.14 - 2 \log_{10} \left(\frac{21.25}{Re^{0.9}} + \frac{\varepsilon}{D_h} \right) \right]^2 [1 + (\gamma - 1) \Omega M^2 / 2]} & \text{for } Re > 4000 \end{cases} \quad (\text{A. 2. 9})$$

Ω は回復係数で、 Re の値により次のようになる。

$$\Omega = \begin{cases} Pr^{1/2} & \text{for } 0 < Re \leq 2000 \\ Pr^{[1/2 - (Re/2000 - 1)/6]} & \text{for } 2000 < Re \leq 4000 \\ Pr^{1/3} & \text{for } Re > 4000 \end{cases} \quad (\text{A. 2. 10})$$

ここで、 Pr はプラントル数であり、本数値計算では以下に示すように気体の比熱比のみに依存する、ChapmanとCowlingの式を用いる。

$$Pr = \frac{20\gamma}{39\gamma - 15} \quad (\text{A. 2. 11})$$

(A. 2. 9)式～(A. 2. 11)式により、(A. 2. 8)式を解くことができる。

4. 熱伝達により失われるエネルギー

単位体積当たりの流体から熱伝達により失われるエネルギーは、以下のように表される。

$$q = \frac{4Nu k}{D_h^2} [T_w - T_{aw}] = \frac{f \gamma Re \rho |u|}{2(\gamma - 1) Pr^{2/3} D_h} [T_w - T (1 + (\gamma - 1) \Omega M^2 / 2)] \quad (\text{A. 2. 12})$$

ここで、 k は熱伝達係数、 T_w は局所壁面温度、 T_{aw} は断熱壁面温度、 Nu はヌッセルト数であり、 f は(A. 2. 8)式で示した摩擦係数である。

謝 辞

終わりに臨み、本研究を遂行するにあたり終始懇切なる御指導と御教示を賜りました、指導教官 東北大学・流体科学研究所・衝撃波工学研究センター 高山和喜 教授に衷心より感謝の意を表します。

また、本研究に対し有益な御助言・御討論を賜りました、東北大学・流体科学研究所 島 章 教授、神山新一 教授、東北大学・工学部 小林陵二 教授ならびに東北大学・流体科学研究所 佐宗章弘 助教授に深く感謝の意を表します。

実験遂行と装置の設計には東北大学・流体科学研究所・衝撃波工学研究センター 小野寺収 助手、小島英則 技官、小川俊広 技官の御協力・御助言を頂きました。また、実験装置の製作には東北大学・流体科学研究所・附属工場 早坂庄吉 技官、高橋喜久雄 技官をはじめとする方々の熱心な御協力を頂きました。さらに、火薬類の取扱いと実験の遂行には、中国化薬（株） 北島伸司 氏の御協力を得ました。ここに付記し、心からそれぞれ謝意を表します。

図面の作成および本論文の取りまとめに際し、積極的に協力して頂いた、東北大学大学院 名見耶肇 君、北村利彦 君、大内宏伸 君、船橋茂久 君、鈴木清隆 君、および東北大学機械工学科 小越教雄 君、浅野高久 君 に深謝致します。

なお、数値計算には東北大学大型計算機センターならびに東北大学・流体科学研究所・附属スーパーコンピュータセンターを利用しました。ここに付記し、改めて関係各位に謝意を表します。

研究業績目録

学位論文との対応

《研究論文》

二段式軽ガス銃の作動特性に関する研究

日本機械学会論文集（B編），第56巻526号, pp. 142-145, 1990.

共著者：高山和喜, J.J. Gottlieb

第2章

A Numerical Study of the Performance of a Two-Stage Light-Gas Gun

Rep. Inst. Fluid Sci., Tohoku Univ., Vol.1, pp. 121-133, 1990.

共著者：O.Inoue, J.J. Gottlieb, K.Takayama

第2章

A Holographic Interferometric Study of the Axisymmetric Supersonic Flow around a Cylindrical Projectile

Rep. Inst. Fluid Sci., Tohoku Univ., Vol.5, 1992 (to be published).

共著者：S. Funabashi, T. Saito, K. Takayama

第3章

《Proceedings》

二段式軽ガス銃の特性について

日本航空宇宙学会北部支部1989年講演会前刷集, pp. 48-51, 1989.

共著者：小野寺収, 富田幸雄, 高山和喜

第2章

A Numerical Study of the Performance of a Two-Stage Light-Gas Gun

Proc. 40th Aeroballistic Range Association Meeting, Vol.1 No.7, 1989.

共著者：O.Inoue, K.Takayama

第2章

二段式軽ガス銃の作動特性シミュレーション

第3回数値流体力学シンポジウム講演論文集, pp.519-522, 1989.

共著者：高山和喜

第2章

Recent research activities at SWRC: Optical flow visualization of flying projectiles

Proc. 41st Aeroballistic Range Association Meeting, Vol.2, No.37, 1990.

共著者：O.Onodera, K.Takayama

第3章

- 一段式ガス銃を用いた超音速弾道飛行に関する実験 第3章
平成2年度衝撃波シンポジウム講演論文集, pp.563-566, 1990.
共著者：佐藤裕久, 北島伸司, 小野寺収, 高山和喜
- SWRC二段式軽ガス銃の特性について 第3章
宇宙輸送シンポジウム（平成2年度）講演論文集, pp.93-99, 1991.
共著者：小野寺収, 高山和喜
- Recent aeroballistic range research program at SWRC 第2章
Proc. 42nd Aeroballistic Range Association Meeting, No.9, 1991. 第3章
共著者：O.Onodera, S.Kitashima, K.Takayama
- バリスティックレインジにおける高速飛行体まわりの流れの可視化実験 第3章
平成3年度衝撃波シンポジウム講演論文集, pp. 93-96, 1992.
共著者：松村知治, 船橋茂久, 小野寺収, 北島伸司, 高山和喜
- Measurement of a projectile motion inside a powder gun with VISAR system 第3章
Proc. 43rd Aeroballistic Range Association Meeting, Vol.2, No.29, 1992.
共著者：K.Takayama, H.Ohuchi
- ガス銃の特性に関する研究 第2章
平成4年度衝撃波シンポジウム講演論文集, 1993 (掲載予定) . 第3章
共著者：高山和喜 第4章
- 《口頭発表論文》
- 二段式軽ガス銃の作動特性について 第2章
日本航空宇宙学会第20期年会講演会論文集, pp.185-186, 1989.
共著者：J.J. Gottlieb, 佐藤裕久, 高山和喜
- 二段式軽ガス銃の特性 第2章
日本航空宇宙学会第21期年会講演会論文集, pp.58-59, 1990.
共著者：高山和喜

- 二段式軽ガス銃を用いた極超音速流れに関する研究 第2章
日本機械学会第68期全国大会講演会講演論文集, pp.180-182, 1990. 第3章
共著者：北島伸司
- ガス銃を用いた弾道飛行に関する研究 第3章
日本航空宇宙学会北部支部講演論文集, pp.76-81, 1991.
共著者：北島伸司, 小野寺収, 高山和喜
- ガス銃の実験・計測技術について 第3章
日本航空宇宙学会北部支部1992年講演会および
第2回ラム／スクラムジェットシンポジウム講演論文集, pp.35-38, 1992.
共著者：船橋茂久, 大内宏伸, 北島伸司, 高山和喜
- バリスティックレインジにおける高速飛行体まわりの流れの可視化について 第3章
1992年（平成4年）春季第39回応用物理学関係連合講演会
講演予稿集（高速度写真シンポジウム）, 第0分冊, p.1212, 1992.
共著者：高山和喜
- VISAR速度干渉計による飛行体速度の計測 第2章
日本機械学会第70期全国大会講演会講演論文集(C編), 第3章
pp.180-182, 1992.
共著者：佐宗章弘, 大内宏伸, 北島伸司, 高山和喜
- バリスティックレンジの実験・計測技術とその応用 第3章
東北大学流体科学研究所第4回研究発表会講演論文集, pp.129-135, 1992.
共著者：大内宏伸, 船橋茂久, 北島伸司, 高山和喜
- 超音速鈍頭飛行体まわりの流れの可視化 第3章
第42回応用力学連合講演会講演予稿集, 1993 (掲載予定)
共著者：船橋茂久, 高山和喜

